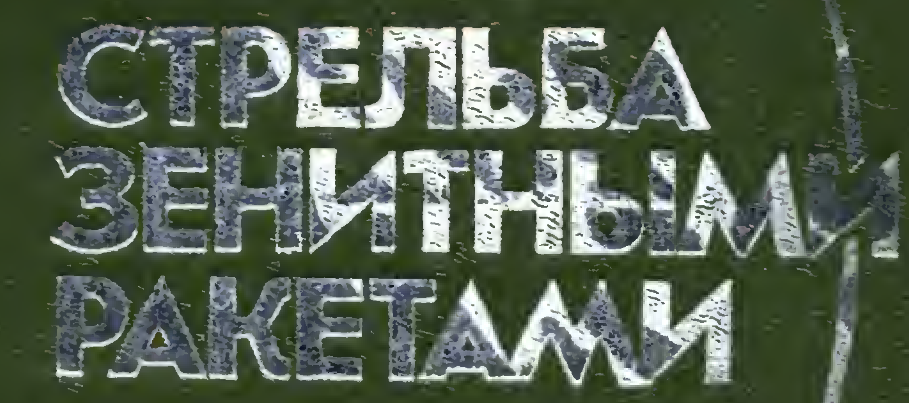
Ф.К.Неупокоев



Классификация воздушных целей

По составу



Одиночные
Групповые
Разделяющиеся
Группы целей

По параметрам движения и траекторным признакам



Низколетящие
Высотные
Скоростные
Приближающиеся и удаляющиеся
Барражирующие
Маневрирующие
Зависающие

По способу противодействия

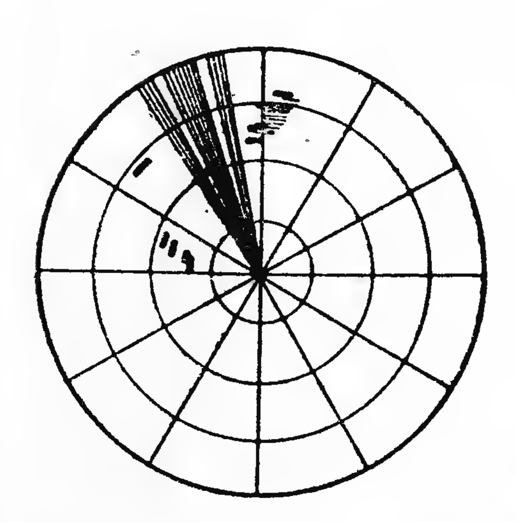


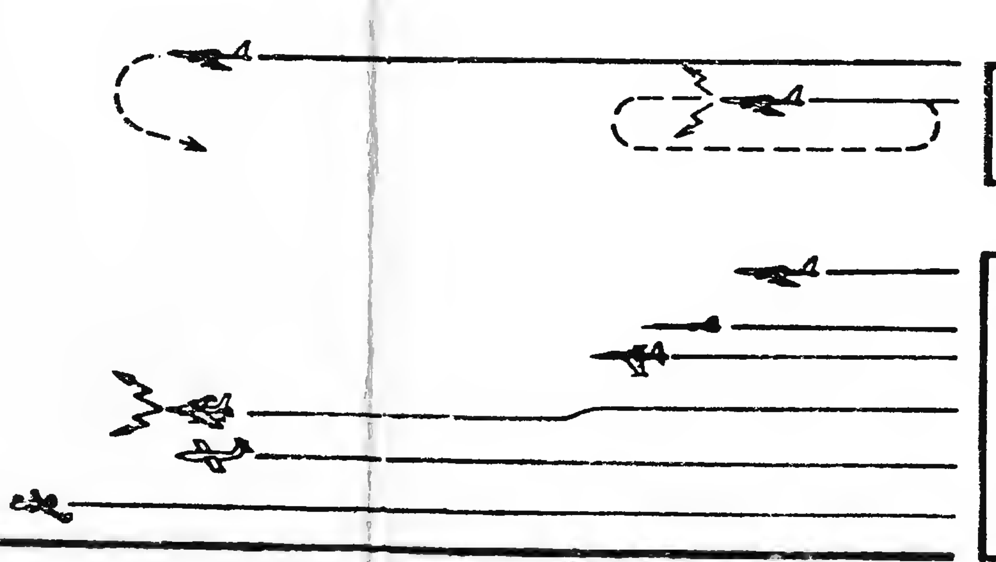
Постановщики радиоэлектронных помех
Под прикрытием радиоэлектронных помех
Возможные носители противорадиолокационных ракет
Осуществляющие маневр против управления и стрельбы
Ложные цели

По типу СВН



Бомбардировщики
Истребители-бомбардировщики, штурмовики, истребители многоцелевого назначения
Крылатые ракеты
Вертолеты
Беспилотные летательные аппараты (БЛА)
Автоматические дрейфующие аэростаты





По месту и значимости в ударе

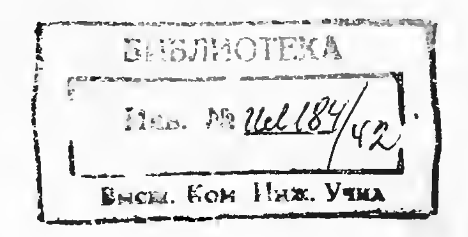


Ударные
Обеспечивающие удар:
разведки (доразведки);
огневого подавления средств ПВО;
радиоэлектронной борьбы;
отвлекающих действий;
провоцирующих излучение

Ф.К.Неупокоев

СТРЕЛЬБА ЗЕНИТНЫМИ РАКЕТАМИ

ИЗДАНИЕ ТРЕТЬЕ, ИСПРАВЛЕННОЕ И ДОПОЛНЕННОЕ



МОСКВА
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
1991

ББК 68.64
Н57
УДК 355.58

Редактор В. И. Голов

Неупокоев Ф. К.

Н57 Стрельба зенитными ракетами. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Воениздат, 1991. — 343 с.: ил.

ISBN 5—203—00265—7

В книге по материалам открытой отечественной и зарубежной печати изложены теоретические основы стрельбы зенитными управляемыми ракетами.

В ней рассматриваются методы наведения ракет на цель; дан анализ факторов, определяющих ошибки наведения ракет на цель и параметры координатного закона поражения цели; изложены методы расчета показателей эффективности стрельбы и оценки пространственных и временных возможностей зенитного ракетного комплекса, а также общие положения по подготовке стрельбы и ведению огня.

Книга рассчитана на специалистов, занимающихся вопросами боевого применения зенитных ракетных комплексов.

Н $\frac{1305000000-073}{068(02)-91}$ 64—90 ББК 68.64

ISBN 5—203—00265—7

ПРЕДИСЛОВИЕ

Первые два издания книги (Воениздат, 1970 г. и 1980 г.) имели большой спрос и получили положительную оценку читателей. В их письмах и отзывах особо отмечалось раскрытие физического смысла и глубокий качественный анализ на базе математического аппарата процессов стрельбы, практическая направленность изложения основ теории. Вместе с этим высказывались пожелания о включении в издание книги общих положений по подготовке стрельбы зенитными управляемыми ракетами (ЗУР) и ведению огня по воздушным целям.

Поэтому в настоящем, третьем издании книги сохранены структура и основное содержание первых семи разделов второго издания. Внесенные в них дополнения учитывают новые аспекты противоборства средств воздушного нападения и противовоздушной обороны, требующие совершенствования теории стрельбы.

Содержание раздела 8 изменено полностью и посвящено раскрытию общих положений подготовки стрельбы ЗУР, а также стрельбы на поражение целей. Исключенные из издания материалы читатель при необходимости может найти в книге автора «Противовоздушный бой» (М.: Воениздат, 1989).

Таким образом, в настоящем издании в той или иной мере рассмотрены все вопросы теоретических основ стрельбы ЗУР, а последовательность их изложения представляется следующей.

Разделы 1—3 являются как бы подготовительными. С точки зрения рассматриваемых далее основных задач теории стрельбы ЗУР они дают читателю необходимые сведения о координатах и параметрах движения воздушных целей, принципах построения зенитных ракетных комплексов (ЗРК), способах управления и наведения ракет на цель, о динамике полета и характеристиках контура систем телеуправления и самонаведения ЗУР.

Разделы 4—6 тесно связаны между собой и посвящены анализу и методам расчета вероятности поражения цели, а также математического ожидания числа сбитых самолетов

как основным показателям эффективности стрельбы, определяющим выбор способов и правил ее подготовки и ведения огня. В них раскрыты сущность координатного закона поражения воздушной цели и ошибок наведения ЗУР; показано влияние различных факторов на значение их параметров; поставлена в общем виде задача оценки эффективности стрельбы ЗУР, в том числе при противодействии противника, и приведено ее решение для частных случаев математического представления законов ошибок стрельбы и поражения цели.

В разделе 7 введено понятие зон поражения и пуска ЗРК, определены факторы, обусловливающие положение их границ, дан анализ временных составляющих цикла стрельбы и возможностей комплекса по переносу огня. Описание пространственных и временных характеристик комплекса завершается иллюстрацией методического подхода к оценке возможностей ЗРК по прикрытию объекта до рубежей выполнения задачи.

Практическое использование рассмотренных в разделах 1—7 аспектов теории стрельбы показано при обосновании необходимого объема, содержания и порядка выполнения мероприятий предварительной и непосредственной подготовки стрельбы, а также ведение огня по целям зенитными подразделениями. Последний раздел 8, являясь обобщающим, дает лишь основные направления для дальнейшей работы читателей в этой области с учетом особенностей каждой зенитной ракетной системы.

Приведенные в книге примеры построены на условных данных и носят иллюстративный характер.

Автор выражает признательность всем лицам, которые высказали пожелания и рекомендации по изданию настоящего труда и этим оказали ему большую помощь.

ВВЕДЕНИЕ

Процесс боевой работы зенитного ракетного подразделения, направленный на поражение воздушной цели, принято называть стрельбой. Он начинается с момента получения задачи от вышестоящего командного пункта или самостоятельного принятия решения командиром подразделения на уничтожение цели (целей) и включает непосредственную подготовку стрельбы, ведение огня (стрельбы) на поражение цели и оценку результатов стрельбы.

После выполнения мероприятий (операций) непосредственной подготовки стрельбы зенитный ракетный комплекс переводится в такой режим боевой работы по цели, при котором после пуска зенитных управляемых ракет обеспечивается автоматическое их наведение на цель с требуемой точностью и при сближении с целью подрыв их боевой части. Непосредственная подготовка заканчивается готовностью подразделения к пуску ЗУР. Содержание и порядок ее проведения в данных условиях стрельбы должны обеспечить своевременный обстрел цели с наибольшей эффективностью при соблюдении требований экономичности стрельбы.

Ведение огня — процесс боевой работы, связанный с наведением ракет от момента пуска до подрыва их боевой части у цели. Задача боевого расчета на этом этапе — не допустить нарушения нормального функционирования ЗРК по цели, сделать контрмеры воздушного противника неэффективными.

Оценка результатов стрельбы проводится по совокупности характерных признаков поражения (непоражения) цели. Под поражением воздушной цели понимается ее уничтожение или нанесение ей такого ущерба, при котором она не в состоянии выполнить поставленную боевую задачу.

Огонь — основная составляющая противовоздушного боя, который начинается с момента вскрытия нападения воздушного противника на обороняемый объект (прикрываемые войска) и заканчивается его уничтожением или прекращением огня всеми зенитными подразделениями (из-за невозможности его дальнейшего ведения). Противовоздушный бой исключительно скоротечен, динамичен, решителен. Про-

тивник применяет в бою весь комплекс мер противодействия управлению огнем и стрельбе зенитными управляемыми ракетами. Разведка воздушного противника, радиоэлектронная борьба, являясь важнейшими видами обеспечения боевых действий, определяют специфику и самого содержания противовоздушного боя. Не обнаружив или несвоевременно обнаружив воздушного противника, не имея в реальном масштабе времени данных о его координатах и параметрах движения, нельзя вести по нему стрельбу. Ведение огня в условиях радиоэлектронного подавления со стороны противника, т. е. с выполнением всей совокупности мер радиоэлектронной защиты, стало наиболее характерным вариантом боевой работы зенитного подразделения. В ходе ведения противовоздушного боя органически сливаются действия, направленные на защиту обороняемого объекта (прикрытия войск) и обеспечение собственной живучести подразделений. В частности, работа радиолокационных средств ЗРК с излучением в эфир позволяет противнику широко применять для их огневого подавления противорадиолокационные ракеты (ПРР).

Общевойсковой характер борьбы с современными СВН противника вызвал необходимость непрерывного взаимодействия зенитных подразделений в ходе боя с истребителями ПВО и другими силами.

Все это указывает на сложность процесса боевой работы зенитных подразделений, особенности подготовки стрельбы ЗУР и ведения огня по воздушному противнику, сочетание которых определяет тактические приемы выполнения боевой задачи в тех или иных условиях обстановки, главные отличительные черты противовоздушного боя и способ его ведения. Исключительная скоротечность боя, ограниченное время на оценку обстановки, принятие решения, постановку задач и их выполнение обусловливают предельную напряженность действий командиров и боевых расчетов.

Теория стрельбы изучает закономерности, сопровождающие подготовку стрельбы, ведение огня и действие боевой части у цели. Она обеспечивает выработку наиболее целесообразной с точки зрения надежности и экономичности организации стрельбы по целям в тех или иных условиях. Характерными задачами теории стрельбы являются:

анализ зависимости ошибок наведения ракеты на цель от условий и организации стрельбы и определение числовых характеристик их законов распределения;

исследование действия ЗУР по цели и разработка методики определения координатного закона поражения цели;

выбор показателей эффективности стрельбы и разработка методов их оценки при заданных характеристиках закона

ошибок наведения зенитных управляемых ракет и координатного закона поражения цели;

исследование досягаемости зенитного ракетного комплекса (ЗРК) по дальности, высоте и курсовому параметру с учетом эффективности стрельбы по цели (обоснование границ зоны поражения);

определение возможностей комплекса по последовательному обстрелу целей и разработка методов такой стрельбы;

обоснование норм расхода ракет;

разработка и обоснование наивыгоднейших способов обстрела целей в различных условиях обстановки;

определение специфических требований к боевым порядкам подразделений, управлению огнем, а также подготовке боевых расчетов.

Решение этих задач достаточно сложно и возможно лишь на основе использования выводов и математического аппарата ряда наук, на которых базируется теория стрельбы. Широкое применение в теории стрельбы находит теория вероятностей. Анализ ошибок, сопровождающих процесс наведения ракеты, производится с использованием теории автоматического управления и теории случайных функций. Для исследования ряда задач теория стрельбы использует выводы теории полета зенитной управляемой ракеты и т. д.

Процесс наведения ракеты описывается сложной системой уравнений, характеристики и параметры движения воздушных целей изменяются в широких пределах, условия стрельбы весьма разнообразны. Все это обусловливает использование при решении задач стрельбы электронных вычислительных машин, а также моделирования процессов. Теоретические расчеты и моделирование дополняются различными испытаниями, включающими реальные пуски ракет по самолетам-мишеням. Эти испытания позволяют уточнить исходные параметры и проверить соответствие полученных результатов опытным данным.

Теория стрельбы зенитными управляемыми ракетами является частью общей теории стрельбы. Однако специфичность и сложность ее задач и большое влияние на все вопросы теории и практики боевого применения подразделений привели к тому, что в процессе своего развития она приобрела самостоятельный характер.

Зенитное ракетное оружие нашло широкое применение в локальных войнах. По оценке иностранных специалистов, опыт войны во Вьетнаме и на Ближнем Востоке подтвердил его высокую эффективность и предопределил необходимость дальнейшего совершенствования средств и способов противоборства с ЗРК.

К настоящему времени создан чрезвычайно разнообразный арсенал средств нападения и поражения с воздуха: само-

леты и вертолеты различного назначения, крылатые и аэробаллистические ракеты, беспилотные летательные аппараты (БЛА) и т. д. Продолжается процесс совершенствования высокоточных средств поражения и радиоэлектронной борьбы. Удары с воздуха становятся комбинированными как по типу применяемых средств, так и по решаемым задачам и способам действий. Отрабатывается тактика нанесения ударов с предельно малых высот, в условиях сильного огневого и радиоэлектронного подавления, без входа самолетов-носителей средств поражения в зоны огня зенитных подразделений.

В развитии средств воздушного нападения и тактики их действий все более четко просматривается переход к массированному применению беспилотных средств и высокоточного оружия.

Зенитные ракетные комплексы продолжают оставаться эффективным средством противовоздушной обороны, потенциальные возможности дальнейшего совершенствования которых, по мнению зарубежных специалистов, далеко не исчерпаны. В системах вооружения нового поколения широкое применение нашли современные ЭВМ, многофункциональные РЛС с фазированными антенными решетками (ФАР), комплексирование радиолокационных и оптико-электронных каналов визирования цели, высокочувствительные малогабаритные ГСН и др.

Новый этап происходящего противоборства средств воздушного нападения и средств ПВО требует дальнейшего совершенствования теории и практики стрельбы зенитными управляемыми ракетами, повышения профессиональной выучки командиров и боевых расчетов.

1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ЗЕНИТНЫХ РАКЕТНЫХ СИСТЕМ И СУЩНОСТЬ СТРЕЛЬБЫ ЗЕНИТНЫМИ УПРАВЛЯЕМЫМИ РАКЕТАМИ

1.1. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ. ПАРАМЕТРЫ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ

Системы координат

Положение точки в пространстве, например центра масс воздушной цели или зенитной управляемой ракеты, определяется тремя координатами системы земных координат. В теории стрельбы по воздушным целям наиболее широкое применение нашли следующие системы координат.

Земная прямоугольная система координат. За ее начало O выбирается какая-либо точка земной поверхности. Ось OY направлена вертикально вверх, ось OX — горизонтально в каком-либо направлении, а ось OZ — так, чтобы получить правую систему осей координат.

При использовании прямоугольной системы координат для передачи информации о положении цели за начало координат обычно принимается пункт управления* или место старта ракеты, а направление осей OX и OZ связывается с положением стран света (OX направляется на север, OZ — на восток).

Земная сферическая система координат. В этой системе (рис. 1.1) положение точки *Ц* в пространстве определяется наклонной дальностью и двумя углами, определяющими направление радиуса-вектора $\bar{r}$.

Угол ε, образованный радиусом-вектором $\bar{r}$ с горизонтальной плоскостью, принято называть у г л о м м е с т а.

Угол β, определяющий в горизонтальной плоскости направление проекции радиуса-вектора $\bar{r}$ относительно некото-

---

* Под пунктом управления следует понимать и станцию наведения ракет (СНР).

рой прямой, принятой за начало отсчета, называется **азимутом**. Направление отсчета азимута может быть различным и обусловливается заранее. В зенитных ракетных системах азимут, как правило, отсчитывается от направления на север по ходу часовой стрелки, а в зенитной артиллерии — от направления на юг против хода часовой стрелки.

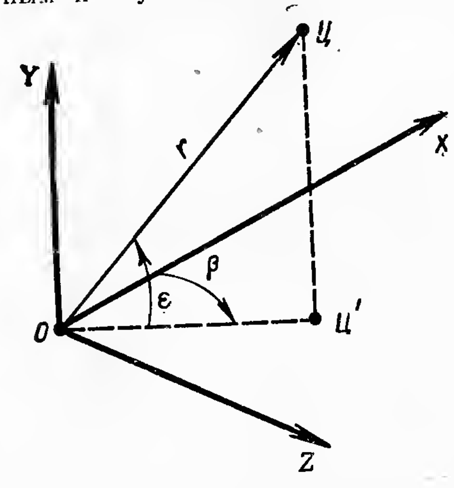


Рис. 1.1. Прямоугольная и сферическая системы земных осей координат

Сферическая система координат, как правило, используется для определения положения в пространстве цели или ракеты наземными радиолокационными станциями.

Систему координат, в которой для определения точки в пространстве используются азимут β, горизонтальная дальность d и высота H, называют **цилиндрической системой координат**. В этой системе горизонтальная дальность и высота вычисляются по измеренным РЛС наклонной дальности r и углу места ε цели.

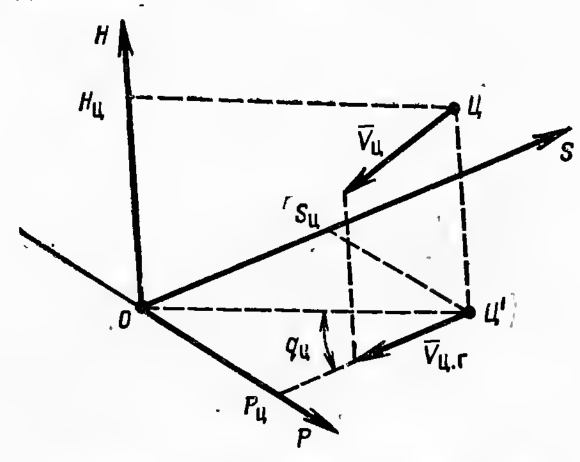


Рис. 1.2. Земная параметрическая прямоугольная система координат

Земная параметрическая прямоугольная система координат. За начало координат этой системы (рис. 1.2) принимается станция наведения ракет или точка старта зенитной

управляемой ракеты. Ось OS лежит в горизонтальной плоскости и параллельна проекции вектора скорости цели на эту плоскость. Ось OH направлена вертикально вверх. Ось OP перпендикулярна плоскости SOH.

Координата H характеризует высоту цели, а координата P — курсовой параметр ее движения, под которым понимается кратчайшее расстояние от начала координат до проекции курса цели на горизонт. Понятие об отрицательном курсовом параметре движения цели обычно не вводится. Считается, что относительно зенитного ракетного комплекса цель может двигаться с правым или левым параметром.

Положительная координата S определяет величину пути цели до параметра, отрицательная — после параметра.

Курсовым углом движения цели $q_ц$ (см. рис. 1.2) называется угол в горизонтальной плоскости между направлением на станцию наведения ракет (точку старта ракеты) и проекцией курса цели. Курсовой угол изменяется в пределах от 0 до 180°. Изменение курсового угла от 0 до 90° означает приближение цели и от 90 до 180° — ее удаление.

Соотношение между прямоугольной и сферической системами координат:

$$\left.\begin{aligned} X &= r\cos\varepsilon\cos\beta; \\ Y &= r\sin\varepsilon; \\ Z &= r\cos\varepsilon\sin\beta. \end{aligned}\right\}$$

Соотношения между параметрической и сферической системами координат:

$$\left.\begin{aligned} P &= r\cos\varepsilon\sin q; \\ S &= r\cos\varepsilon\cos q; \\ H &= r\sin\varepsilon. \end{aligned}\right\}$$

Связанная система координат летательного аппарата. Положение твердого тела в пространстве в любой момент времени определяется шестью координатами: тремя координатами центра масс и тремя углами, характеризующими ориентацию данного тела относительно земной системы координат.

Чтобы определить ориентацию в пространстве, например зенитной управляемой ракеты, необходимо ввести неподвижную относительно ее конструкции систему координат. На рис. 1.3 показана так называемая связанная система координат $o_1x_1y_1z_1$. Начало координат o_1 совмещено с центром масс ракеты. Ось o_1x_1 направлена вперед по продольной оси ракеты; оси o_1y_1 и o_1z_1 лежат в плоскостях аэродинамической симметрии ракеты; ось o_1y_1 — в вертикальной плоскости, а ось o_1z_1 — в плоскости $x_1o_1z_1$, образуя правую систему осей координат.

Ориентация связанной системы координат ракеты $o_1x_1y_1z_1$ относительно земной системы координат $OXYZ$ определяется с помощью углов Эйлера: ψ, ϑ, γ. Для уяснения способа их

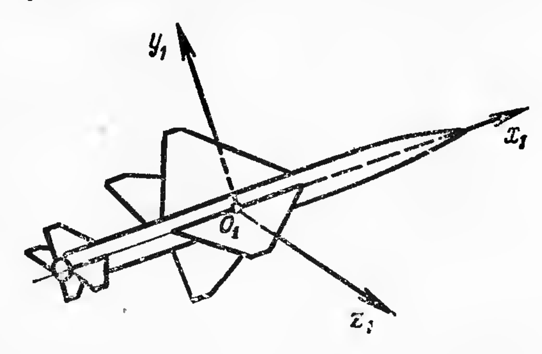


Рис. 1.3. Связанная система осей координат ракеты

получения поместим начало координат (рис. 1.4) системы $OXYZ$ в центр масс ракеты — точку o_1 и предположим, что

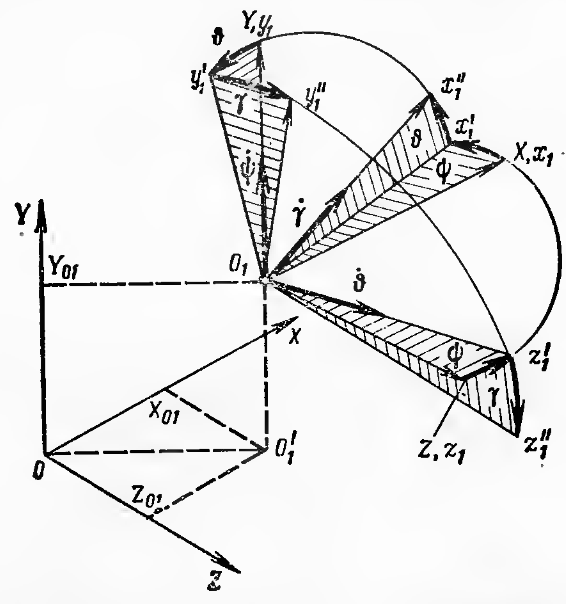


Рис. 1.4. К определению ориентации летательного аппарата относительно системы земных координат $OXYZ$

в некоторый начальный момент связанная система координат ракеты и земная прямоугольная система координат совпадают. Положение системы $OXYZ$ оставим неизменным,

а ориентацию системы $o_1x_1y_1z_1$ изменим последовательным поворотом ее вокруг трех осей.

Первый поворот произведем относительно оси o_1y_1. При этом подвижные оси o_1x_1 и o_1z_1 повернутся на угол ψ и займут положения o_1x_1' и o_1z_1'. Угол ψ, т. е. угол между исходным направлением (осью OX) и проекцией связанной оси ракеты o_1x_1 на горизонтальную плоскость, называется углом рыскания.

Второй поворот произведем вокруг оси o_1z_1'. При этом подвижные оси o_1x_1' и o_1y_1 повернутся на угол ϑ и займут соответственно положения o_1x_1'' и o_1y_1'. Угол ϑ, т. е. угол между связанной осью ракеты o_1x_1 и горизонтальной плоскостью, называется углом тангажа.

Третий поворот выполним относительно оси o_1x_1'', т. е. вокруг продольной оси ракеты. При этом оси связанной системы координат o_1y_1' и o_1z_1' повернутся на угол γ и займут соответственно положения o_1y_1'' и o_1z_1''. Угол γ, т. е. угол между вертикальной плоскостью, проходящей через ось o_1x_1, и связанной осью ракеты o_1y_1, называется углом крена.

Векторы угловой скорости разворота ракеты по курсу $\dot\psi$, по тангажу $\dot\vartheta$ и по крену $\dot\gamma$ направлены соответственно по осям OY, o_1z_1' и o_1x_1''.

Проектируя эти составляющие вектора угловой скорости ракеты на оси связанной системы координат $o_1x_1y_1z_1$, получим:

$$\left.\begin{aligned} \omega_{x_1} &= \dot\gamma + \dot\psi \sin\vartheta; \\ \omega_{y_1} &= \dot\psi \cos\vartheta \cos\gamma + \dot\vartheta \sin\gamma; \\ \omega_{z_1} &= \dot\vartheta \cos\gamma - \dot\psi \cos\vartheta \sin\gamma. \end{aligned}\right\}$$

Совместное решение этих уравнений позволяет выразить угловые скорости разворота ЗУР по курсу, тангажу и крену через проекции вектора угловой скорости ракеты на связанные оси:

$$\left.\begin{aligned} \dot\vartheta &= \omega_{y_1} \sin\gamma + \omega_{z_1} \cos\gamma; \\ \dot\psi &= \frac{1}{\cos\vartheta}(\omega_{y_1} \cos\gamma - \omega_{z_1} \sin\gamma); \\ \dot\gamma &= \omega_{x_1} - \operatorname{tg}\vartheta(\omega_{y_1} \cos\gamma - \omega_{z_1} \sin\gamma). \end{aligned}\right\}$$

Приведенные выше определения справедливы не только для ракеты, но и для любого летательного аппарата.

Скоростная система координат ракеты. Начало координат этой системы помещается в центре масс ракеты, ось ox_V направлена вдоль вектора скорости, ось oy_V — вверх в вертикальной плоскости симметрии ракеты, а ось oz_V — так, чтобы

система осей координат была правой (рис. 1.5). Положение скоростной системы относительно связанной системы координат, т. е. ориентация ракеты относительно вектора скорости набегающего потока воздуха, характеризуется углом атаки α и углом скольжения β.

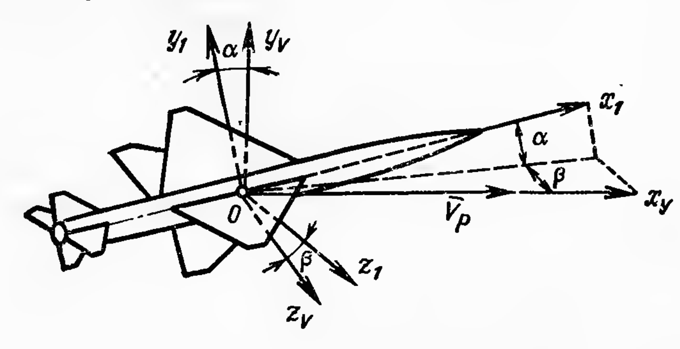


Рис. 1.5. Скоростная система координат

Угол атаки α — это угол между проекцией вектора скорости $V_р$ на вертикальную плоскость симметрии ракеты и связанной осью ox_1 ($\alpha>0$, когда ось ox_1 расположена над проекцией вектора скорости).

Угол скольжения β — это угол между вектором скорости $V_р$ и вертикальной плоскостью симметрии ракеты (плоскостью ox_1y_1). Угол β принято считать положительным в случае, когда вектор скорости $V_р$ относительно вертикальной плоскости симметрии повернут вправо.

Положение скоростной системы координат ракеты относительно земной системы координат характеризуется углом наклона траектории ракеты к горизонтальной плоскости и углом курса, определяющим направление вектора скорости в горизонтальной плоскости относительно некоторого направления, принятого за начальное.

Параметры движения воздушной цели

Параметрами движения воздушной цели называются величины, определяющие характер предполагаемого движения цели во времени.

Характер движения цели определяется при равномерном и прямолинейном движении направлением и величиной скорости цели, а в общем случае — дополнительно производными вектора скорости по времени.

Вектор скорости цели может быть задан различной системой параметров.

1. Величиной и направлением, определяемым углами в вертикальной и горизонтальной плоскостях (рис. 1.6).

Угол в вертикальной плоскости между вектором скорости и горизонтом обозначается λ. Если движение цели соответствует уменьшению высоты, то угол λ называется углом пикирования, а если увеличению высоты, то углом кабрирования.

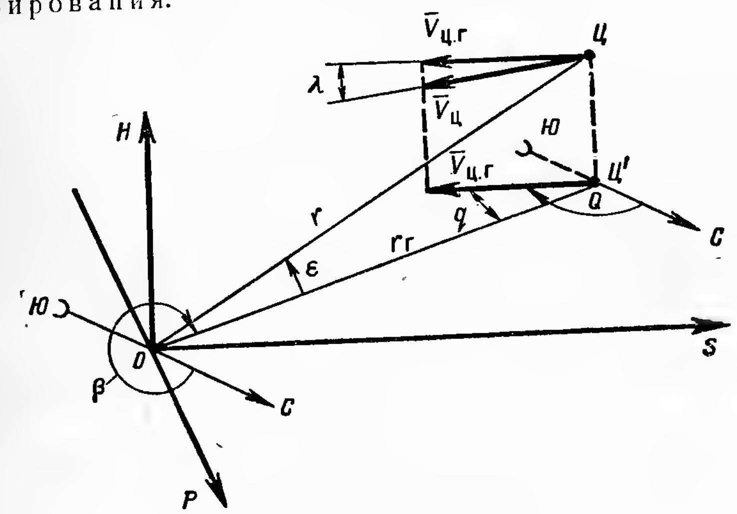


Рис. 1.6. Система параметров $V_ц$, λ, Q и $V_{ц.г}$, λ, $q_ц$

Угол, определяющий направление вектора скорости цели относительно заданного направления в горизонтальной плоскости, принято называть путевым углом Q.

Величина и направление вектора скорости также могут быть заданы горизонтальной составляющей скорости цели $V_{ц.г}$ и углами q в горизонтальной и λ в вертикальной плоскостях.

2. Составляющими вектора скорости в сферической системе координат

$$V=\sqrt{V_\beta^2+V_r^2+V_\varepsilon^2}.$$

При использовании этой системы движение цели чаще всего определяется угловой скоростью $\dot{\beta}$, угловой скоростью $\dot{\varepsilon}$ и радиальной составляющей скорости $\dot{r}=V_r$.

Выразим первую и вторую производные азимута и угла места через текущие координаты S, H, P и скорость цели

Первая производная азимута цели

$$\dot{\beta}_ц=\frac{V_{ц.г}\sin q}{r_{ц.г}}=\frac{V_{ц.г}P}{r_{ц.г}^2}.$$

Так как

$$r_{ц.г}^2 = P^2 + S^2 \text{ и } S = V_{ц.г}t,$$

то

$$\dot{\beta}_ц = \frac{V_{ц.г}P}{P^2+S^2} = \frac{\frac{V_{ц.г}}{P}}{1+\left(\frac{S}{P}\right)^2} = \frac{\frac{V_{ц.г}}{P}}{1+\left(\frac{V_{ц.г}}{P}\right)^2 t^2}, \qquad (1.1)$$

где t — время полета цели до параметра (при $S=0$, $t=0$).

Из формулы (1.1) видно, что с приближением цели к параметру, т. е. по мере уменьшения координаты S, угловая скорость цели растет и при $S=0$ достигает значения $V_{ц.г}/P$. При этом характер изменения $\dot{\beta}_ц$ во времени определяется только одной величиной — отношением горизонтальной составляющей скорости к параметру (рис. 1.7, *а*). Во всех случаях кривая $\dot{\beta}_ц$ симметрична относительно параметра.

Первая производная угла места цели (при $\lambda=0$)

$$\dot{\varepsilon}_ц = \frac{V_{ц.г}\sin\varepsilon\cos q}{r_ц} = \frac{V_{ц.г}H}{r_ц^2}\cos q = \frac{V_{ц.г}HS}{(P^2+H^2+S^2)\sqrt{P^2+S^2}}.$$

Разделив числитель и знаменатель на H^3, получим

$$\dot{\varepsilon}_ц = \frac{\frac{V_{ц.г}S}{H^2}}{\left[1+\left(\frac{P}{H}\right)^2+\left(\frac{S}{H}\right)^2\right]\sqrt{\left(\frac{P}{H}\right)^2+\left(\frac{S}{H}\right)^2 t^2}} \qquad (1.2)$$

или

$$\dot{\varepsilon}_ц = \frac{\left(\frac{V_{ц.г}}{H}\right)^2 t}{\left[1+\left(\frac{P}{H}\right)^2+\left(\frac{V_{ц.г}}{H}\right)^2 t^2\right]\sqrt{\left(\frac{P}{H}\right)^2+\left(\frac{V_{ц.г}}{H}\right)^2 t^2}}. \qquad (1.3)$$

Характер изменения $\dot{\varepsilon}_ц$ как функции времени зависит от двух величин $V_{ц.г}/H$ и P/H. В частном случае при $P=0$

$$\dot{\varepsilon}_ц = \frac{\frac{V_{ц.г}}{H}}{1+\left(\frac{S}{H}\right)^2} = \frac{\frac{V_{ц.г}}{H}}{1+\left(\frac{V_{ц.г}}{H}\right)^2 t^2}, \qquad (1.4)$$

т. е. изменение производной угла места во времени аналогично изменению производной азимута.

Вторично продифференцировав зависимости (1.1) и (1.3), можно показать, что при прямолинейном и равномерном движении цели ($V_{ц.г}=\text{const}$; $P=\text{const}$; $H=\text{const}$) изменение второй производной азимута также определяется отношением $V_{ц.г}/P$, а угла места $V_{ц.г}/H$ и P/H.

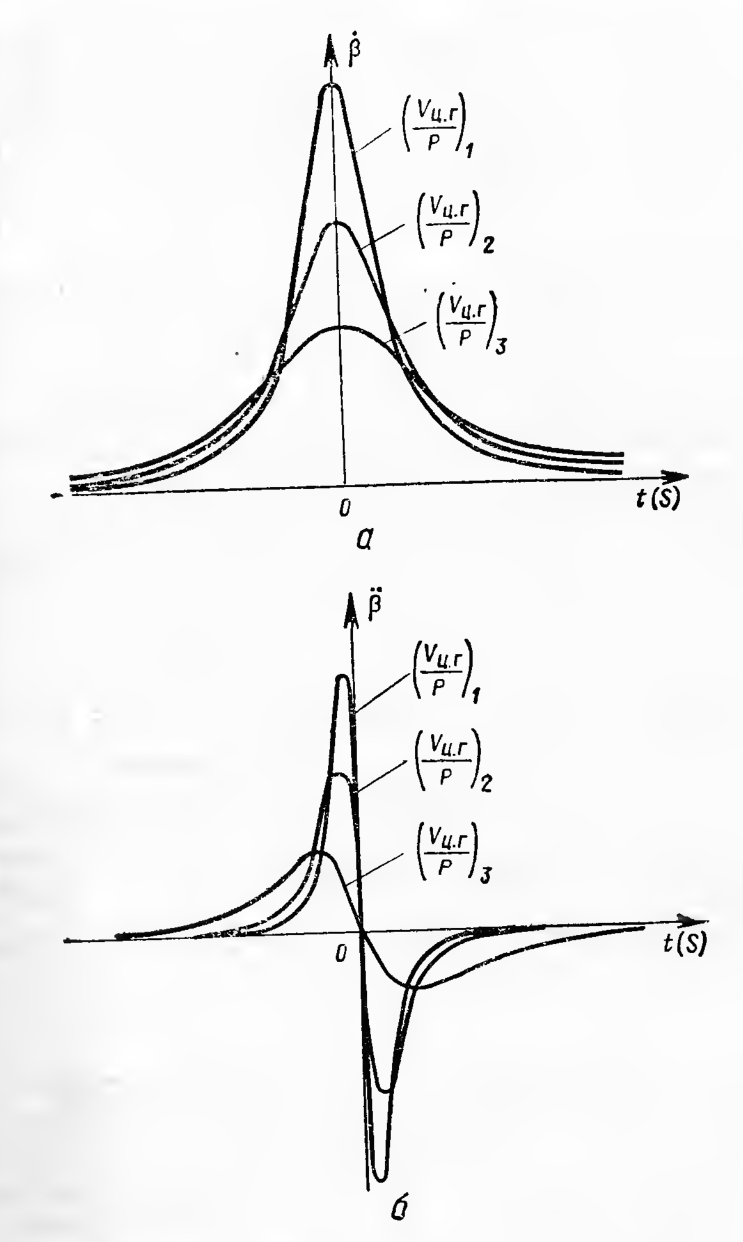
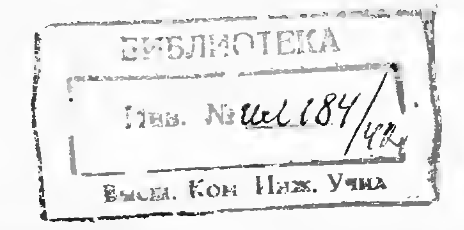


Рис. 1.7. Характер изменения первой и второй производных азимута



Характер изменения углового азимутального ускорения показан на рис. 1.7, *б*. Экстремальное значение ускорения при $S=0$:

$$\ddot{\beta}_{\text{ц}\max} = \pm \frac{3\sqrt{3}}{8}\left(\frac{V_{\text{ц. г}}}{P}\right)^2; \qquad (1.5)$$

$$\ddot{\varepsilon}_{\text{ц}\min} = -\frac{V^2_{\text{ц. г}}H}{P(H^2+P^2)}. \qquad (1.6)$$

3. Составляющими вектора скорости в прямоугольной системе координат

$$V=\sqrt{V_X^2+V_Y^2+V_Z^2},$$

где $V_X = V\cos\lambda\cos Q$; $V_Y = V\sin\lambda$; $V_Z = V\cos\lambda\sin Q$.

Возможны и другие системы параметров. Однако они находят меньшее применение в теории стрельбы.

Быстрота изменения скорости полета цели по величине и направлению, т. е. величина производной от вектора скорости по времени, характеризует **маневр цели:**

$$\overline{W} = \frac{d\overline{V}}{dt} = \frac{d}{dt}(V\overline{V}_0) = \frac{d\overline{V}_0}{dt}V + \frac{dV}{dt}\overline{V}_0,$$

где $\frac{d\overline{V}_0}{dt}V = \overline{W}_n$ — вектор нормального ускорения;

$\frac{dV}{dt}\overline{V}_0 = \overline{W}_\tau$ — вектор касательного ускорения;

$\overline{V}_0$ — единичный вектор вектора скорости.

Нормальное ускорение определяет скорость изменения направления, а касательное — изменение скорости полета цели (рис. 1.8).

Величина нормального ускорения с кривизной траектории связана зависимостью

$$W_n = \frac{V^2}{\rho_\text{т}},$$

где $\rho_\text{т}$ — радиус кривизны траектории в данной точке.

Маневренность цели обычно характеризуется не величинами нормального и касательного ускорений, а значениями перегрузок по нормали и касательной к траектории полета.

Перегрузкой принято называть отношение ускорения, действующего в данном направлении, к ускорению свободного падения g (отношение действующей силы к весу).

Маневренные возможности самолета определяются его располагаемыми перегрузками и физиологическими возможностями летчика. Для противодействия стрельбе самолеты могут применять различные виды маневра: разгон и торможение, вираж, пикирование, горку и др.

Разгон и торможение — наиболее простые виды маневра самолета.

Их осуществление зависит от диапазона скоростей, т. е. от разницы между минимально допустимой и максимальной скоростями горизонтального полета. При большой тяговооруженности современных самолетов их минимально допустимая

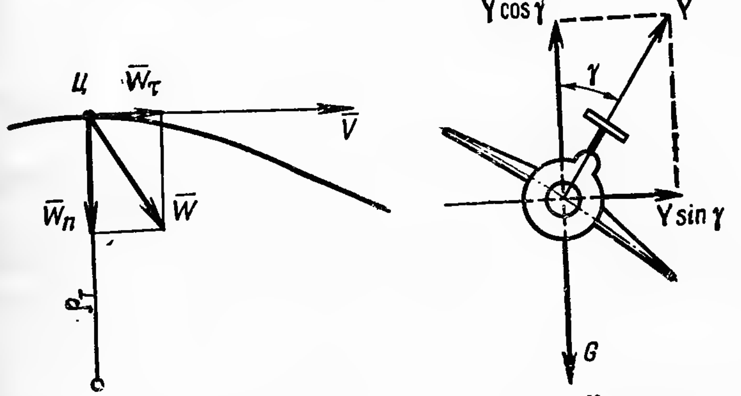


Рис. 1.8. Составляющие вектора ускорения цели

Рис. 1.9. К определению $r_\text{вир}$

скорость определяется условием безопасности горизонтального полета по углу атаки, а максимальная скорость находится по условию равенства потребной и располагаемой тяг двигателя. С увеличением высоты полета диапазон скоростей уменьшается и на теоретическом потолке самолета становится равным нулю.

Используя разгон и торможение, воздушные цели могут выполнять различные виды маневрирования, направленные на осложнение работы операторов и снижение эффективности стрельбы (периодический перегон самолетами друг друга, наблюдаемый на экране индикатора в виде совмещения и рассовмещения отметок, резкое изменение скорости полета и др.).

Виражом принято называть криволинейный полет самолета в горизонтальной плоскости. Установившийся вираж характеризуется постоянными радиусом и скоростью. Такой вираж, совершаемый только путем накренения самолета, без скольжения, называется правильным.

Вычислим радиус $r_\text{вир}$ и время $t_\text{вир}$ выполнения правильного виража (рис. 1.9).

$$Y\sin\gamma = \frac{mV_\text{ц}^2}{r_\text{вир}}.$$

Так как

$$Y = \frac{G}{\cos\gamma},$$

то

$$G\frac{\sin\gamma}{\cos\gamma}=\frac{mV_ц^2}{r_{вир}},$$

откуда

$$r_{вир}=\frac{V_ц^2}{g\,\text{tg}\,\gamma}$$

или

$$r_{вир}=\frac{V_ц^2}{g\sqrt{n_Y^2-1}}, \qquad (1.7)$$

где $n_Y=Y/G=1/\cos\gamma$ — перегрузка самолета по направлению действия подъемной силы.

Зная радиус правильного виража, нетрудно найти и время разворота самолета на заданный угол. Правильный вираж обычно характеризуют временем разворота на угол, равный 360°:

$$t_{вир}=\frac{2\pi r_{вир}}{V_ц}.$$

Следовательно,

$$t_{вир}=\frac{2\pi}{g}\,\frac{V_ц}{\text{tg}\,\gamma}=\frac{2\pi V_ц}{g\sqrt{n_Y^2-1}}. \qquad (1.8)$$

Из формул (1.7) и (1.8) видно, что время и радиус правильного виража являются функциями двух величин: скорости полета и нормальной перегрузки самолета. С увеличением скорости цели время и радиус виража возрастают, причем радиус виража возрастает пропорционально квадрату скорости. Увеличение перегрузки позволяет уменьшить время маневра и радиус виража.

При вираже часть подъемной силы самолета расходуется на искривление траектории полета в горизонтальной плоскости, потребная тяга двигателя по сравнению с тягой при прямолинейном полете возрастает в n_Y раз, а скорость — в $\sqrt{n_Y}$. Максимально возможный крен виража определяется избытком располагаемой тяги двигателя в заданных условиях полета. С возрастанием высоты полета цели ее возможности по осуществлению виража уменьшаются соответственно уменьшению диапазона скоростей. На теоретическом потолке самолет не способен выполнить вираж в горизонтальной плоскости без потери высоты. Самолет с боевой нагрузкой имеет значительно меньшую маневренность, чем без нагрузки. На малых и средних высотах максимально допустимые перегрузки n_Y могут ограничиваться условием выносливости экипажа или прочности самолета. Для каждого типа самолета применительно к заданным условиям маневра можно указать область наивыгоднейших скоростей виража с той или иной перегрузкой.

Резкие изменения направления полета в горизонтальной плоскости, полет «змейкой», многократное перекрещивание курсов отдельных самолетов группы, вираж с максимальной

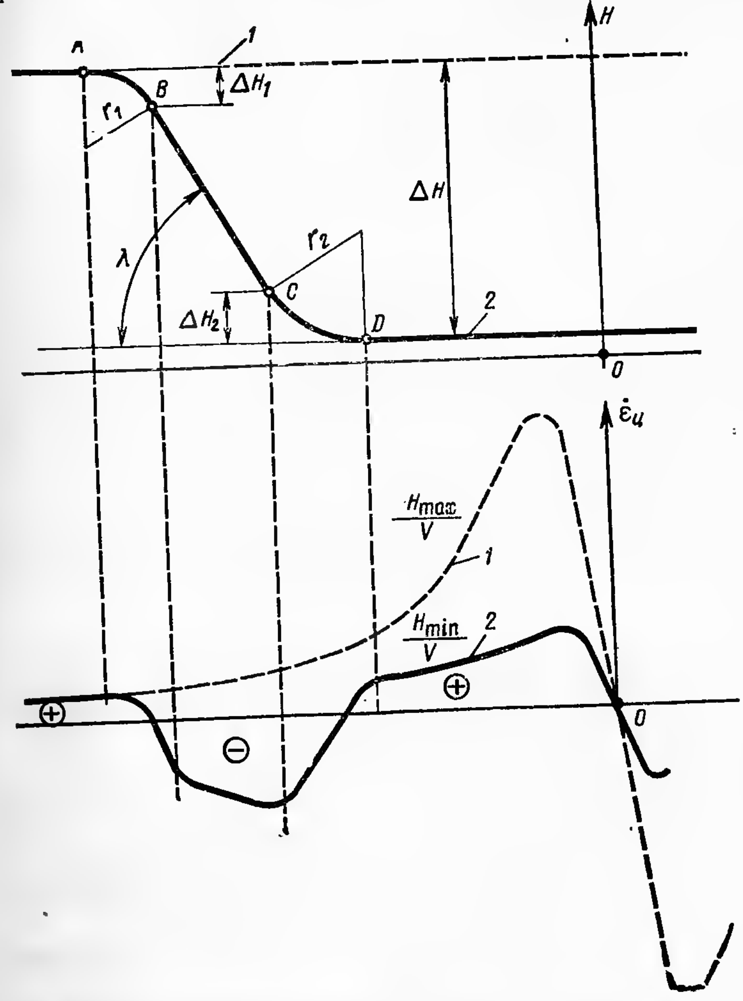


Рис. 1.10. Траектория самолета и характер изменения $\dot{\varepsilon}_ц$ при пикировании

перегрузкой и другие виды маневра курсом могут широко использоваться для противодействия управлению и стрельбе.

Пикированием называется снижение самолета по прямолинейной траектории, наклоненной к горизонту под большим углом. Траектория пикирующего самолета имеет вид, показанный на рис. 1.10, и включает три характерных участка:

AB — участок ввода в пикирование, BC — участок пикирования и CD — участок выхода из пикирования.

При пикировании самолет за сравнительно малое время значительно теряет высоту своего полета (ΔH). Вывод самолета из пикирования осуществляется путем увеличения угла атаки и создания перегрузки, действующей по направлению подъемной силы ($n_Y > 1$). При выходе из пикирования перегрузка равна максимальной и, как правило, ограничивается физиологическими возможностями экипажа.

При горизонтальном полете приближающейся цели (рис. 1.10) ее угол места, будучи положительным, все время возрастает (O — точка стояния ЗРК). После ввода самолета в пикирование угол места начинает убывать, скорость $\dot{\varepsilon}_ц$ меняет знак.

Горкой называют маневр самолета в вертикальной плоскости, используемый для быстрого набора высоты при неизменном направлении полета. Выполнение горки, в частности, позволяет, используя кинетическую энергию, набрать высоту, превышающую статический потолок самолета. Восходящий маневр может оказаться целесообразным в том случае, если досягаемость ракеты по высоте не превосходит динамического потолка обстреливаемой цели.

При противодействии управлению и стрельбе воздушные цели могут сочетать все перечисленные выше виды маневра.

Вывод соотношений между нормальным ускорением движущейся точки, ее сферическими координатами и их производными

Для вывода соотношений воспользуемся системами координат (рис. 1.11):

$OXYZ$ — земная прямоугольная система координат;

$Oxyz$ — прямоугольная подвижная система координат, ось Ox которой направлена на движущуюся точку K.

Положение подвижной системы координат относительно земной определяется углами ε и β.

Точка K определяет положение движущейся точки (ракеты или цели) в момент времени t.

Единичные векторы, направленные по осям подвижной прямоугольной системы координат, соответственно обозначим $\bar{x}^0$, $\bar{y}^0$, $\bar{z}^0$.

$\bar{W}_n$ — вектор нормального ускорения точки K.

$\bar{W}_{nx}$, $\bar{W}_{ny}$, $\bar{W}_{nz}$ — проекции вектора нормального ускорения на оси подвижной системы координат.

При векторном способе задания движения точки можно записать так:

$$\bar{r}(t) = r(t)\bar{r}^0(t), \quad (1.9)$$

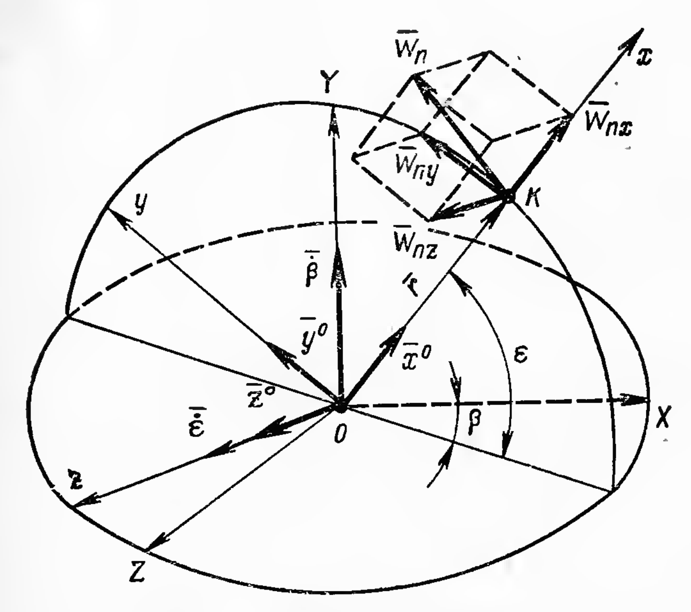


Рис. 1.11. Проекции нормального ускорения на оси подвижной системы координат $Oxyz$

где $r(t)$ — модуль радиуса-вектора движущейся точки, т. е. текущая дальность;

$\bar{r}^0(t)$ — единичный вектор, совпадающий по направлению в каждый момент времени с радиусом-вектором (в рассматриваемой системе координат $\bar{r}^0 = \bar{x}^0$).

В последующем для простоты обозначения знак t показывать не будем, т. е. $\bar{r} = r\bar{r}^0$.

Из теоретической механики известно, что

$$\bar{V} = \dot{\bar{r}} \text{ и } \bar{W} = \ddot{\bar{r}}, \quad (1.10)$$

где $\bar{V}$ — вектор скорости движущейся точки;

$\bar{W}$ — вектор ускорения движущейся точки;

$\dot{\bar{r}}$, $\ddot{\bar{r}}$ — первая и вторая производные радиуса-вектора $\bar{r}$ по времени.

Вектор ускорения движущейся точки равен векторной сумме нормального $\bar{W}_n$ и тангенциального $\bar{W}_\tau$ ускорений:

$$\bar{W} = \bar{W}_n + \bar{W}_\tau.$$

По определению формула тангенциального ускорения имеет вид

$$W_\tau = \dot V \bar V^0,$$

где $\bar V^0$ — единичный вектор, направленный по вектору скорости точки K;

$$\bar V^0 = \frac{\bar V}{V}.$$

Дважды дифференцируя уравнение (1.9) и учитывая равенства (1.10), вектор скорости и вектор ускорения точки K можно представить в следующем виде:

$$\left.\begin{aligned} \bar V &= \dot r \bar r^0 + r \dot{\bar r}^0; \\ \bar W &= \ddot r \bar r^0 + 2\dot r \dot{\bar r}^0 + r \ddot{\bar r}^0. \end{aligned}\right\}$$

Следовательно, искомый вектор нормального ускорения

$$\bar W_n = \bar W - \bar W_\tau = \ddot r \bar r^0 + 2\dot r \dot{\bar r}^0 + r\ddot{\bar r}^0 - \dot V \frac{\bar V}{V} =$$

$$= \ddot r \bar r^0 + 2\dot r \dot{\bar r}^0 + r \ddot{\bar r}^0 - \frac{\dot V}{V}\left(\dot r \bar r^0 + r \dot{\bar r}^0\right)$$

или

$$\bar W_n = \left(\ddot r - \dot r \frac{\dot V}{V}\right)\bar r^0 + \left(2\dot r - r\frac{\dot V}{V}\right)\dot{\bar r}^0 + r\ddot{\bar r}^0. \qquad (1.11)$$

Для определения проекций нормального ускорения точки K на оси подвижной системы координат, т. е. W_{nx}, W_{ny}, W_{nz}, необходимо вычислить проекции на эти оси векторов r^0, $\dot{\bar r}^0$ и $\ddot{\bar r}^0$ векторного равенства (1.11).

Так как $\bar r^0 = \bar x^0$, то, очевидно,

$$r_x^0 = 1, \; r_y^0 = 0, \; r_z^0 = 0. \qquad (1.12)$$

Для вычисления проекций векторов $\dot{\bar r}^0$ и $\ddot{\bar r}^0$ используем формулу Эйлера, согласно которой скорость движущейся точки, положение которой задается не изменяющимся по величине радиусом-вектором $\bar r$, определяется векторным произведением $\bar V = \bar\omega \times \bar r$.

Аналогично можно записать, что

$$\dot{\bar r}^0 = \bar\omega \times \bar r^0, \qquad (1.13)$$

где $\dot{\bar r}^0$ — скорость конца единичного вектора $\bar r^0$;
$\bar\omega$ — вектор мгновенной угловой скорости единичного вектора.

Выразим вектор $\bar\omega$ через векторы $\dot{\bar\beta}$ и $\dot{\bar\varepsilon}$.

Вектор $\dot{\bar\beta}$ совпадает с осью OY, а $\dot{\bar\varepsilon}$ — с осью Oz (принятые направления векторов $\dot{\bar\beta}$ и $\dot{\bar\varepsilon}$ показаны на рис. 1.11), поэтому

$$\bar\omega = \dot{\bar\beta} + \dot{\bar\varepsilon}. \qquad (1.14)$$

Спроектируем равенство (1.14) на оси подвижной системы координат:

$$\omega_x = \dot\beta \sin\varepsilon;$$
$$\omega_y = \dot\beta \cos\varepsilon;$$
$$\omega_z = \dot\varepsilon.$$

Раскрыв векторное равенство (1.13), получим

$$\dot{\bar r}^0 = \bar\omega \times \bar r^0 = \begin{vmatrix} \bar x^0 & \bar y^0 & \bar z^0 \\ \dot\beta\sin\varepsilon & \dot\beta\cos\varepsilon & \dot\varepsilon \\ 1 & 0 & 0 \end{vmatrix} = \dot\varepsilon \bar y^0 - \dot\beta\cos\varepsilon \bar z^0.$$

Следовательно,

$$\dot{\bar r}^0 = \dot\varepsilon \bar y^0 - \dot\beta \cos\varepsilon \bar z^0. \qquad (1.15)$$

Для определения проекций вектора $\ddot{\bar r}^0$ выполним следующие вычисления.

1. Продифференцируем равенство (1.15):

$$\ddot{\bar r}^0 = \ddot\varepsilon \bar y^0 + \dot\varepsilon \dot{\bar y}^0 - (\ddot\beta\cos\varepsilon - \dot\beta\dot\varepsilon\sin\varepsilon)\bar z^0 - \dot\beta\cos\varepsilon \dot{\bar z}^0. \qquad (1.16)$$

2. Определим проекции векторов $\dot{\bar y}^0$ и $\dot{\bar z}^0$ на оси подвижной системы координат:

$$\dot{\bar y}_0 = \bar\omega \times \bar y^0 = \dot\beta\sin\varepsilon \bar z^0 - \dot\varepsilon \bar x^0; \qquad (1.17)$$

$$\dot{\bar z}^0 = \bar\omega \times \bar z^0 = \dot\beta\cos\varepsilon \bar x^0 - \dot\beta\sin\varepsilon \bar y^0. \qquad (1.18)$$

3. Произведя подстановку формул (1.17) и (1.18) в уравнение (1.16), получим

$$\ddot{\bar r}^0 = -(\dot\varepsilon^2 + \dot\beta^2\cos^2\varepsilon)\bar x^0 + (\ddot\varepsilon + \dot\beta^2\sin\varepsilon\cos\varepsilon)\bar y^0 +$$
$$+ (2\dot\beta\dot\varepsilon\sin\varepsilon - \ddot\beta\cos\varepsilon)\bar z^0. \qquad (1.19)$$

Для получения проекций нормального ускорения ракеты на оси подвижной системы координат необходимо в уравнение (1.11) подставить значения $\bar r^0$, $\dot{\bar r}^0$ и $\ddot{\bar r}^0$ из уравнений (1.12), (1.15) и (1.19):

$$\bar W_n = \left(\ddot r - \dot r\frac{\dot V}{V}\right)\bar x^0 + \left(2\dot r - r\frac{\dot V}{V}\right)(\dot\varepsilon\bar y^0 - \dot\beta\cos\varepsilon\bar z^0) +$$
$$+ r\left[-(\dot\varepsilon^2 + \dot\beta^2\cos^2\varepsilon)\bar x^0 + (\ddot\varepsilon + \dot\beta^2\sin\varepsilon\cos\varepsilon)\bar y^0 +\right.$$
$$\left. + (2\dot\beta\dot\varepsilon\sin\varepsilon - \ddot\beta\cos\varepsilon)\bar z^0\right].$$

Так как $W_n = W_{nx}x^0 + W_{ny}y^0 + W_{nz}z^0$, то проекции нормального ускорения движущейся точки K на оси Ox, Oy и Oz равны:

$$\left.\begin{aligned} W_{nx} &= \ddot{r} - \dot{r}\frac{\dot{V}}{V}(\dot{\varepsilon}^2 + \dot{\beta}^2\cos^2\varepsilon); \\ W_{ny} &= \left(2\dot{r} - r\frac{\dot{V}}{V}\right)\dot{\varepsilon} + r(\ddot{\varepsilon} + \dot{\beta}^2\sin\varepsilon\cos\varepsilon); \\ W_{nz} &= -\left(2\dot{r} - r\frac{\dot{V}}{V}\right)\dot{\beta}\cos\varepsilon - r(\ddot{\beta}\cos\varepsilon - 2\dot{\beta}\dot{\varepsilon}\sin\varepsilon). \end{aligned}\right\} \quad (1.20)$$

Введем обозначение

$$\varkappa = 2\dot{r} - r\frac{\dot{V}}{V}$$

и окончательно перепишем эти уравнения в следующем виде:

$$\left.\begin{aligned} W_{nx} &= \ddot{r} - r\frac{\dot{V}}{V} - r(\dot{\varepsilon}^2 + \dot{\beta}^2\cos^2\varepsilon); \\ W_{ny} &= \varkappa\dot{\varepsilon} + r(\ddot{\varepsilon} + \dot{\beta}^2\sin\varepsilon\cos\varepsilon); \\ W_{nz} &= \varkappa\dot{\beta}\cos\varepsilon - r(\ddot{\beta}\cos\varepsilon - 2\dot{\beta}\dot{\varepsilon}\sin\varepsilon). \end{aligned}\right\} \quad (1.21)$$

При использовании уравнений (1.21) для анализа нормальных ускорений ЗУР параметр $\varkappa$, зависящий от летно-баллистических характеристик ракеты, в первом приближении можно считать известной функцией времени.

Так как для самолетов отношение $\dot{V}/V_ц$ обычно невелико, то применительно к цели такого типа формулы (1.20) можно переписать в виде:

$$\left.\begin{aligned} W_{ц\,nx} &= \ddot{r}_ц - r_ц(\dot{\varepsilon}_ц^2 + \dot{\beta}_ц^2\cos^2\varepsilon_ц); \\ W_{ц\,ny} &= 2\dot{r}_ц\dot{\varepsilon}_ц + r_ц(\ddot{\varepsilon}_ц + \dot{\beta}_ц^2\sin\varepsilon_ц\cos\varepsilon_ц); \\ W_{ц\,nz} &= -2\dot{r}_ц\dot{\beta}_ц\cos\varepsilon_ц - r_ц(\ddot{\beta}_ц\cos\varepsilon_ц - 2\dot{\varepsilon}_ц\dot{\beta}_ц\sin\varepsilon_ц). \end{aligned}\right\} \quad (1.22)$$

Зависимости (1.21) и (1.22) в дальнейшем будут использованы для анализа нормальных перегрузок и динамических ошибок наведения зенитных управляемых ракет.

1.2. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗЕНИТНЫМИ РАКЕТАМИ

Решаемые задачи и состав системы управления

Задачей стрельбы по воздушной цели является ее поражение (уничтожение). Для поражения цели необходимо, во-первых, осуществить сближение ракеты с целью с требуемой точностью и, во-вторых, когда это сближение произошло, подорвать боевую часть ракеты таким образом, чтобы ее поражающие элементы накрыли цель.

Если время полета снаряда или ракеты невелико, а цель движется с малой скоростью, равномерно и прямолинейно, то требуемая точность сближения снаряда с целью может быть получена путем прицеливания и стрельбы в упрежденную точку. Однако при больших скоростях и высокой маневренности современных воздушных целей, при сравнительно больших значениях полетного времени ракеты до точки встречи такой способ стрельбы не обеспечивает достаточной точности сближения ракеты с целью. Для получения высокой точности необходимо в течение всего времени полета ракеты к цели изменять направление ее движения соответственно изменению движения цели, т. е. применять для стрельбы по воздушной цели зенитные управляемые ракеты.

Сближение ракеты с непрерывно перемещающейся в пространстве воздушной целью обеспечивается системой управления ракетой.

Под **системой управления зенитной управляемой ракетой** понимается совокупность устройств, определяющих положение ракеты и цели и обеспечивающих выработку команд управления и наведение ракеты на цель в течение всего времени полета до встречи с целью. Система управления обеспечивает также решение ряда других задач, предшествующих наведению ракеты на цель (управляет процессами подготовки пуска, самого пуска ракеты и др.).

Можно представить бесчисленное количество траекторий сближения ракеты с целью. Очевидно, из всего количества возможных траекторий при стрельбе по цели необходимо использовать одну, наиболее целесообразную с точки зрения тактических и технических соображений траекторию. Требуемая траектория сближения ракеты с целью задается **уравнениями связи**, определяющими движение ракеты в зависимости от координат и параметров движения цели. Характер этих связей обусловливается выбором метода наведения.

Следовательно, для сближения ракеты с целью система управления в каждый момент времени должна не только иметь информацию о координатах и параметрах движения цели и ракеты, но и задавать характер связи между ними, определять меру нарушения этих связей и на основании этого вырабатывать команды управления, обеспечивающие движение ракеты по требуемой траектории.

Выработка команд управления, т. е. наведение зенитной управляемой ракеты на цель, как правило, осуществляется лишь по направлению в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Меру нарушения связи в каждой плоскости наведения принято называть **параметром управления** или сигналом рассогласования. Этот сигнал пропорционален отклонению регулируемой величины от требуемого значения, т. е. является ошибкой системы управления. Система управ-

ления, изменяя направление полета ракеты, все время должна работать на устранение этой ошибки и держать ее в таких пределах, при которых обеспечивается заданная точность сближения ракеты с целью.

Состав. Из сказанного следует, что любая система управления ракетой в общем случае должна включать:

измеритель текущих координат ракеты и цели;

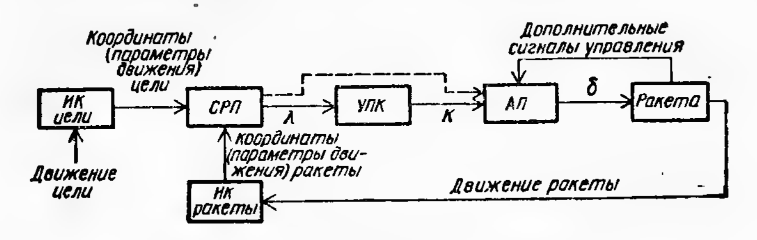


Рис. 1.12. Состав системы управления ЗУР

счетно-решающий прибор (устройство определения параметра и выработки команд управления);

устройство передачи команд (УПК);

автопилот (АП);

ракету (объект регулирования).

Состав системы управления показан на рис. 1.12.

Измеритель координат (ИК) представляет собой станцию слежения за целью и ракетой или координатор цели, устанавливаемый на борту ракеты (головка самонаведения).

Счетно-решающий прибор (СРП) по измеренным значениям текущих координат ракеты и цели и заданным уравнениям связи определяет параметр рассогласования и на его основе формирует команды управления ракетой λ.

Если устройство выработки команд управления размещается на борту ракеты, то команды управления непосредственно выдаются на автопилот. При расположении СРП вне ракеты они передаются на ракету с помощью устройства передачи команд

Автопилот обеспечивает стабилизацию ракеты и управление ее полетом, непосредственно воздействуя на органы управления ракеты в соответствии с величиной и знаком команд управления. Так как ориентация ракеты в пространстве определяется тремя углами (ψ, ϑ и γ), то автопилот должен включать три канала стабилизации и управления: канал курса, канал тангажа и канал крена. Для стабилизации ракеты и улучшения динамических свойств системы управления с ракеты на автопилот обычно выдается ряд дополнительных сигналов управления, снимаемых с чувствительных элементов автопилота. Эти сигналы характеризуют величины и скорости изменения углов рыскания, тангажа и крена, линейные ускорения центра масс ракеты и т. д.

Канал крена может не использоваться для управления полетом ракеты. В этом случае автопилот осуществляет лишь стабилизацию ракеты по крену.

Отклонение органов управления ракетой приводит к возникновению нормальных (управляющих) сил, изменяющих направление полета ракеты.

В процессе наведения положение в пространстве воздушной цели и ракеты непрерывно изменяется. Следовательно, система управления должна осуществлять наведение зенитной управляемой ракеты до момента ее встречи с целью.

Наведение ракеты на цель сопровождается ошибками, не позволяющими в общем случае получить прямое попадание ракеты в цель. Поэтому для поражения цели необходимо не только осуществить сближение ракеты с целью, но и решить задачу определения момента подрыва ее боевой части у цели, который выбирают исходя из условия обеспечения максимума вероятности поражения цели при заданной величине промаха ракеты. Решение этой задачи, как правило, достигается выбором соответствующих характеристик неконтактного взрывателя.

Для наведения зенитных управляемых ракет на цель используют системы телеуправления, системы самонаведения и комбинированные системы управления. Для решения частных задач движения ракеты находят применение и автономные системы управления.

Системы телеуправления

Системами телеуправления называются такие системы, в которых требуемое движение ракеты определяется наземным пунктом наведения, непрерывно контролирующим параметры траектории цели и ракеты. В зависимости от места формирования команд (сигналов) управления рулями ракеты эти системы делят на системы наведения по лучу и командные системы телеуправления.

В системах наведения по лучу направление движения ракеты задается с помощью направленного излучения электромагнитных волн (радиоволн, лазерного излучения и др.). Луч модулируется таким образом, чтобы при отклонении ракеты от заданного направления ее бортовые устройства автоматически определяли сигналы рассогласования и вырабатывали соответствующие команды управления ракетой.

Примером применения такой системы управления с телеориентированием ракеты в лазерном луче (после ее вывода в этот луч) является многоцелевой ракетный комплекс ADATS, разработанный швейцарской фирмой «Эрликон» совместно с американской «Мартин Мариэтта». Считается, что такой способ управления по сравнению с командной системой

телеуправления первого вида обеспечивает на больших дальностях большую точность наведения ракеты на цель.

В **командных системах телеуправления** команды управления полетом ракеты вырабатываются на пункте наведения и по линии связи (линии телеуправления) передаются на борт ракеты. В зависимости от способа измерения координат цели

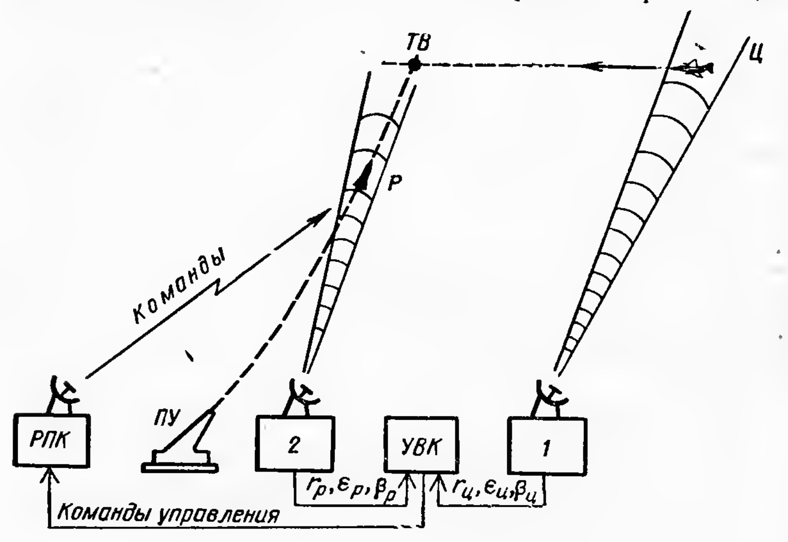


Рис. 1.13. Командная система телеуправления первого вида

и определения ее положения относительно ракеты командные системы телеуправления делятся на системы телеуправления первого вида и системы телеуправления второго вида. В системах первого вида измерение текущих координат цели осуществляется непосредственно наземным пунктом наведения, а в системах второго вида — бортовым координатором ракеты с последующей их передачей на пункт наведения. Выработка команд управления ракетой как в первом, так и во втором случае осуществляется наземным пунктом наведения.

Схема командной системы телеуправления первого вида показана на рис. 1.13.

Определение текущих координат цели и ракеты (например, дальности, азимута и угла места) осуществляется радиолокационной станцией сопровождения. В некоторых комплексах эта задача решается двумя радиолокаторами, один из которых сопровождает цель (радиолокатор *1* визирования цели), а другой — ракету (радиолокатор *2* визирования ракеты).

Визирование цели основано на использовании принципа активной радиолокации с пассивным ответом, т. е. на получении информации о текущих координатах цели из радиосигналов, отраженных от нее. Сопровождение цели может быть автоматическим (АС), ручным (РС) или смешанным. Чаще всего визиры цели имеют устройства, обеспечивающие различные виды сопровождения цели. Автоматическое сопровождение осуществляется без участия оператора, ручное и смешанное — с участием оператора.

Для визирования ракеты в таких системах, как правило, применяются радиолокационные линии с активным ответом. На борту ракеты устанавливается приемопередатчик, излучающий ответные импульсы на импульсы запроса, посылаемые пунктом наведения. Такой способ визирования ракеты обеспечивает ее устойчивое автоматическое сопровождение, в том числе и при стрельбе на значительные дальности.

Измеренные значения координат цели и ракеты подаются в устройство выработки команд (УВК), которое может выполняться на базе ЭЦВМ или в виде аналогового счетно-решающего прибора. Формирование команд осуществляется в соответствии с выбранным методом наведения и принятым параметром рассогласования. Выработанные для каждой плоскости наведения команды управления шифруются и радиопередатчиком команд (РПК) выдаются на борт ракеты. Эти команды принимаются бортовым приемником, усиливаются, дешифрируются и через автопилот в виде определенных сигналов, определяющих величину и знак отклонения рулей, выдаются на рули ракеты. В результате поворота рулей и появления углов атаки и скольжения возникают боковые аэродинамические силы, которые изменяют направление полета ракеты.

Процесс управления ракетой осуществляется непрерывно до ее встречи с целью.

После вывода ракеты в район цели, как правило, с помощью неконтактного взрывателя решается задача выбора момента подрыва боевой части зенитной управляемой ракеты.

Командная система телеуправления первого вида не требует увеличения состава и массы бортовой аппаратуры, обладает большой гибкостью по числу и геометрии возможных траекторий ракеты. Основной недостаток системы — зависимость величины линейной ошибки наведения ракеты на цель от дальности стрельбы. Если, например, величину угловой ошибки наведения принять постоянной и равной 1/1000 дальности, то промах ракеты при дальностях стрельбы 20 и 100 км соответственно составит 20 и 100 м. В последнем случае для поражения цели потребуется увеличение массы боевой части, а следовательно, и стартовой массы ракеты. Поэтому система телеуправления первого вида используется для поражения целей ЗУР на малых и средних дальностях.

В системе телеуправления первого вида воздействию помех подвержены каналы сопровождения цели и ракеты и ли-

ния радиоуправления. Решение проблемы повышения помехоустойчивости данной системы иностранные специалисты связывают с использованием, в том числе и комплексно, различных по диапазону частот и принципам работы каналов

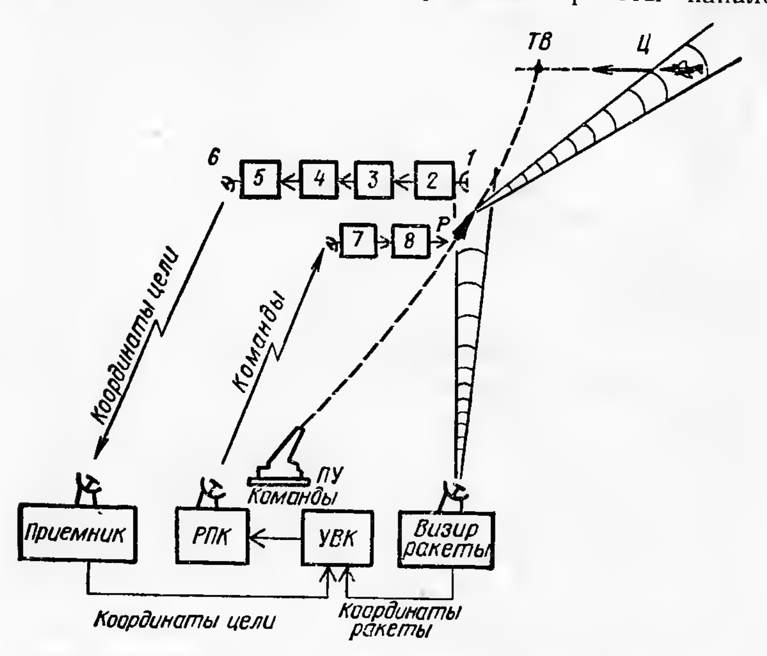


Рис. 1.14. Командная система телеуправления второго вида

визирования цели и ракеты (радиолокационных, инфракрасных, визуальных и др.), а также радиолокационных станций с фазированной антенной решеткой (ФАР).

Некоторые образцы подобных ЗРК иностранных армий рассмотрены в подразд. 1.4.

Схема командной системы телеуправления второго вида показана на рис. 1.14.

Координатор (радиопеленгатор) цели устанавливается на борту ракеты. Он осуществляет слежение за целью и определение ее текущих координат в подвижной системе координат, связанной с ракетой. Координаты цели по каналу связи передаются на пункт наведения. Следовательно, бортовой радиопеленгатор в общем случае включает антенну *1* приема сигналов цели, приемник *2*, устройство определения координат *3* цели, шифратор *4*, передатчик *5* сигналов, содержащих информацию о координатах цели, и передающую антенну *6*.

Координаты цели принимаются наземным пунктом наведения и подаются в устройство выработки команд управления. От станции сопровождения (радиовизира) ракеты в

УВК также поступают текущие координаты зенитной управляемой ракеты. Устройство выработки команд определяет параметр рассогласования и формирует команды управления, которые после соответствующих преобразований станцией передачи команд выдаются на борт ракеты. Для приема этих команд, их преобразования и отработки ракетой на ее борту устанавливается такая же аппаратура, как и в системах телеуправления первого вида (*7* — приемник команд, *8* — автопилот). Достоинства системы телеуправления второго вида: независимость точности наведения ЗУР от дальности стрельбы; повышение разрешающей способности по мере приближения ракеты к цели; возможность наведения на цель требуемого числа ракет.

Недостатки системы: возрастание стоимости зенитной управляемой ракеты, невозможность режимов ручного сопровождения цели.

По своей структурной схеме и характеристикам система телеуправления второго вида близка к системам самонаведения.

Системы самонаведения

Самонаведением называется автоматическое наведение ракеты на цель, основанное на использовании энергии, идущей от цели к ракете.

Головка самонаведения ракеты (ГСН) автономно осуществляет сопровождение цели, определяет параметр рассогласования и формирует команды управления ракетой.

По виду энергии, которую излучает или отражает цель, системы самонаведения разделяются на радиолокационные и оптические (инфракрасные или тепловые, световые, лазерные и др.).

В зависимости от места расположения первичного источника энергии системы самонаведения могут быть пассивными, активными и полуактивными.

При пассивном самонаведении энергия, излучаемая или отражаемая целью, создается источниками самой цели или естественным облучателем цели (Солнцем, Луной). Следовательно, информация о координатах и параметрах движения цели может быть получена без специального облучения цели энергией какого-либо вида.

Система активного самонаведения характеризуется тем, что источник энергии, облучающий цель, устанавливается на ракете и для самонаведения ЗУР используется отраженная от цели энергия этого источника.

При полуактивном самонаведении цель облучается первичным источником энергии, расположенным вне цели и ракеты.

Принцип селекции цели по дальности и скорости зависит от характера излучения, которое может быть импульсным или непрерывным.

При импульсном излучении селекция цели осуществляется, как правило, по дальности с помощью стробирующих импульсов, открывающих приемник головки самонаведения в момент прихода сигналов от цели.

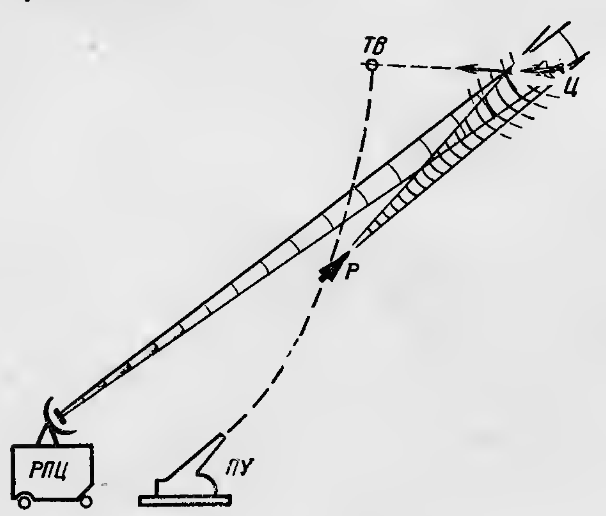


Рис. 1.15. Радиолокационная полуактивная система самонаведения

При непрерывном излучении сравнительно просто осуществить селекцию цели по скорости. Для сопровождения цели по скорости используется эффект Доплера. Величина доплеровского смещения частоты сигнала, отраженного от цели, пропорциональна при активном самонаведении относительной скорости сближения ракеты с целью, а при полуактивном самонаведении — радиальной составляющей скорости цели относительно наземного радиолокатора облучения и относительной скорости сближения ракеты с целью. Для выделения доплеровского смещения при полуактивном самонаведении на ракете после захвата цели необходимо произвести сравнение сигналов, принятых радиолокатором облучения и головкой самонаведения. Настроенные фильтры приемника головки самонаведения пропускают в канал изменения угла только те сигналы, которые отразились от цели, движущейся с определенной скоростью относительно ракеты.

Схема полуактивной радиолокационной системы самонаведения показана на рис. 1.15. Применительно к зенитному ракетному комплексу типа «Хок» она включает радиолокатор облучения (подсвета) цели, полуактивную головку самонаведения, зенитную управляемую ракету и др.

Задачей радиолокатора облучения (подсвета) цели является непрерывное облучение цели электромагнитной энергией. В радиолокационной станции используется направленное излучение электромагнитной энергии, что требует непрерывного сопровождения цели по угловым координатам. Для решения других задач обеспечивается также сопровождение цели по дальности и скорости. Таким образом, наземная часть системы полуактивного самонаведения представляет собой радиолокационную станцию с непрерывным автоматическим сопровождением цели.

Полуактивная головка самонаведения устанавливается на ракете и включает координатор и счетно-решающий прибор. Она обеспечивает захват и сопровождение цели по угловым координатам, дальности или скорости (или по всем четырем координатам), определение параметра рассогласования и выработку команд управления.

На борту зенитной управляемой ракеты устанавливается автопилот, решающий те же задачи, что и в командных системах телеуправления.

В состав зенитного ракетного комплекса, использующего систему самонаведения или комбинированную систему управления, входят также оборудование и аппаратура, обеспечивающие подготовку и пуск ракет, наведение радиолокатора облучения на цель и т. п.

Инфракрасные (тепловые) системы самонаведения зенитных ракет используют диапазон волн, как правило, от 1 до 5 мкм. В этом диапазоне находится максимум теплового излучения большинства воздушных целей. Возможность применения пассивного способа самонаведения — основное преимущество инфракрасных систем. Система делается более простой, а ее действие скрытым от противника. До пуска ЗУР воздушному противнику труднее обнаружить такую систему, а после пуска ракеты создать ей активную помеху. Приемник инфракрасной системы конструктивно может быть выполнен значительно проще приемника радиолокационной ГСН.

Недостаток системы — зависимость дальности действия от метеорологических условий. Тепловые лучи сильно затухают при дожде, в тумане, в облаках. Дальность действия такой системы также зависит от ориентации цели относительно приемника энергии (от направления приема). Лучистый поток из сопла реактивного двигателя самолета значительно превышает лучистый поток его фюзеляжа.

Тепловые головки самонаведения получили широкое распространение в зенитных ракетах ближнего боя и малой дальности.

Световые системы самонаведения основаны на том, что большинство воздушных целей отражает солнечный или лунный свет значительно сильнее, чем окружающий их фон. Это позволяет выделить цель на данном фоне и навести на нее

зенитную ракету с помощью ГСН, осуществляющей прием сигнала в диапазоне видимой части спектра электромагнитных волн.

Достоинства данной системы определяются возможностью применения пассивного способа самонаведения. Ее существенный недостаток — сильная зависимость дальности действия от метеорологических условий. При хороших метеорологических условиях световое самонаведение невозможно также в направлениях, с которых в поле зрения угломера системы попадает мешающая энергия Солнца и Луны.

Комбинированное управление

Под комбинированным управлением понимается сочетание различных систем управления при наведении ракеты на цель. В зенитных ракетных комплексах оно применяется при стрельбе на большие дальности для получения требуемой точности наведения ракеты на цель при допустимых массовых значениях ЗУР. Возможны такие последовательные комбинации систем управления: телеуправление первого вида и самонаведение; телеуправление первого и второго вида; автономная система и самонаведение.

Применение комбинированного управления обусловливает необходимость решения таких задач, как сопряжение траекторий при переходе с одного способа управления на другой, обеспечение захвата цели головкой самонаведения ракеты в полете, использование одних и тех же устройств бортовой аппаратуры на различных этапах управления и др.

В момент перехода на самонаведение (телеуправление второго вида) цель должна находиться в пределах диаграммы направленности приемной антенны ГСН, ширина которой обычно не превосходит 5—10°. Кроме того, должно быть осуществлено наведение следящих систем ГСН по дальности, по скорости или по дальности и скорости, если предусмотрена селекция цели по данным координатам для повышения разрешающей способности и помехозащищенности системы управления.

Наведение ГСН на цель может производиться следующими способами:

по командам, передаваемым на борт ракеты с пункта наведения;

включением автономного автоматического поиска цели ГСН по угловым координатам, дальности и частоте;

сочетанием предварительного командного наведения ГСН на цель с последующим поиском цели.

Каждый из первых двух способов имеет свои преимущества и существенные недостатки. Задача обеспечения надежного наведения ГСН на цель в процессе полета ракеты к цели является достаточно сложной и может потребовать

применения третьего способа. Предварительное наведение ГСН позволяет сузить диапазон поиска цели.

При комбинации систем телеуправления первого и второго вида после начала функционирования бортового радиопеленгатора в устройство выработки команд наземного пункта наведения может поступать информация одновременно от двух источников: станции слежения за целью и ракетой и бортового радиопеленгатора. На основе сравнения сформированных команд по данным каждого источника представляется возможным решить задачу сопряжения траекторий, а также повысить точность наведения ракеты на цель (снизить случайные составляющие ошибок путем выбора источника, взвешиванием дисперсий сформированных команд). Такой способ комбинации систем управления получил название бинарного управления.

Комбинированное управление применяется в случаях, когда требуемые характеристики ЗРК не могут быть достигнуты применением одной системы управления.

Автономные системы управления

Автономными системами управления называются такие системы, в которых сигналы управления полетом вырабатываются на борту ракеты в соответствии с предварительно (до старта) заданной программой. При полете ракеты автономная система управления не получает какой-либо информации от цели и пункта управления. Такая система в ряде случаев используется на начальном участке траектории полета ракеты для вывода ее в заданную область пространства.

1.3. СПОСОБЫ СОЗДАНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ СИЛ И МОМЕНТОВ. МАНЕВРЕННОСТЬ ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ

Силы, действующие на ракету в полете

В полете на ракету действует следующая система сил: полная аэродинамическая сила $\overline{R}$, тяга реактивного двигателя $\overline{P}$ и сила тяжести $\overline{G}$.

Аэродинамической силой называется сила взаимодействия воздуха с движущимся в нем телом. Она создается в результате неравномерного разрежения и сжатия воздушного потока около различных частей ракеты (движущегося тела), а также в результате вязкости воздуха и возникающего при этом трения его частиц о поверхность ракеты. Величина и направление аэродинамической силы зависят от размеров, формы и скорости ракеты, ориентации ее в воздушном потоке и физических параметров атмосферы.

Суммарное воздействие потока воздуха на ракету можно привести к одной силе $\bar{R}$, называемой полной аэродинамической силой.

Полная аэродинамическая сила приложена к ракете в точке, называемой центром давления (O_1) и не совпадающей, как правило, с центром масс ракеты (o). Для анализа силу

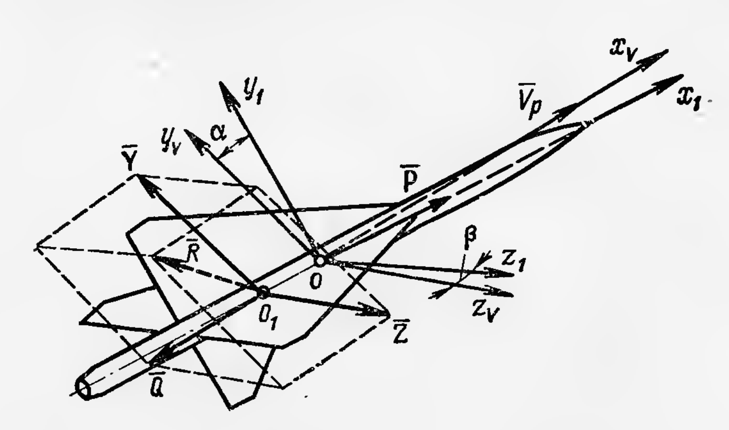


Рис. 1.16. Составляющие полной аэродинамической силы

$\bar{R}$ целесообразно привести к центру масс ракеты. Тогда воздействие набегающего потока на ракету сводится к полной аэродинамической силе $\bar{R}$ и полному аэродинамическому моменту $\bar{M}$.

Полную аэродинамическую силу $\bar{R}$ для удобства исследования необходимо разложить на три составляющие — проекции на оси скоростей системы координат $ox_Vy_Vz_V$. Проекция полной аэродинамической силы на ось ox_V всегда направлена в сторону, обратную вектору скорости, и называется силой лобового сопротивления $\bar{Q}$ (рис. 1.16). Проекция на ось oy_V называется подъемной силой $\bar{Y}$, а проекция на ось oz_V — боковой силой $\bar{Z}$.

Нормальные силы (подъемная и боковая) изменяют направление полета зенитной управляемой ракеты, искривляют ее траекторию, являясь, таким образом, управляющими силами.

Условия возникновения и влияния на полет ракеты подъемной и боковой сил аналогичны.

Подъемная сила Y зенитной управляемой ракеты в основном создается крылом, в меньшей степени рулями и корпусом ракеты. Для ее определения используется формула

$$Y = C_y \frac{\rho V_p^2}{2} S,$$

где C_y — коэффициент подъемной силы;
ρ — плотность воздуха;
V_p — скорость полета ракеты;
S — характерная площадь.

Коэффициент подъемной силы при заданных конструктивных параметрах и аэродинамической компоновке ракеты в основном зависит от отношения скорости полета ракеты к скорости звука в данных условиях (числа М), угла атаки α и угла отклонения рулей высоты $\delta_в$ ракеты, т. е.

$$C_y = f(M, \alpha, \delta_в).$$

1 2 3 4

Рис. 1.17. Аэродинамические схемы ЗУР

Зенитные управляемые ракеты иностранных армий имеют такую аэродинамическую форму, при которой при отсутствии угла атаки подъемная сила равна нулю:

$$C_y = c_y^{\alpha}(M)\,\alpha \pm c_y^{\delta}(M)\,\delta_в, \qquad (1.25)$$

где c_y^{α}, c_y^{δ} — коэффициенты пропорциональности, характеризующие приращение коэффициента подъемной силы при изменении соответственно угла атаки и угла отклонения рулей высоты ракеты на единицу и зависящие от числа М.

По расположению крыльев и рулей различают следующие аэродинамические схемы ЗУР: нормальная *1* и *2*, «утка» *3*, «поворотное крыло» *4* (рис. 1.17).

В нормальной схеме рули располагаются позади крыльев в хвостовой части ракеты. При такой компоновке ЗУР подъемная сила, вызванная отклонением рулей, вычитается из подъемной силы корпуса и крыльев [в формуле (1.25) берется знак «минус»]. Происходит некоторая потеря управляющей силы, связанная с балансировкой ракеты.

Стремление получить значительную площадь крыльев при небольшом их размахе приводит к увеличению бортовой хорды крыла. При этом рули оказываются расположенными не-

посредственно за крыльями и связываются с ними конструктивно. Такую разновидность нормальной схемы принято называть «бесхвосткой» *2*.

В схеме «утка» рули располагаются впереди крыльев. При такой компоновке ракеты подъемная сила рулей совпадает по направлению с подъемной силой крыльев и корпуса [в формуле (1.25) берется знак «плюс»]. Однако расположение рулей в носовой части ракеты и возникновение скоса воздушного потока на них приводит к потере подъемной силы на крыльях. Поэтому схема «утка» с точки зрения потерь подъемной силы практически не имеет преимуществ перед нормальной схемой. Кроме того, скос воздушного потока на рулях обусловливает возникновение значительных моментов крена. Несмотря на эти недостатки, схема удобна в компоновке и может применяться в ракетах.

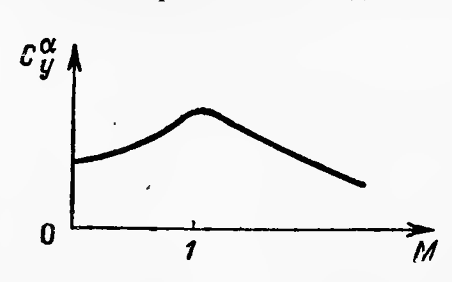


Рис. 1.18. Зависимость C_y^α от М

В схеме «поворотное крыло» функции крыльев и рулей выполняют одни и те же аэродинамические поверхности; в хвостовой части могут располагаться неподвижные поверхности, выполняющие роль стабилизаторов.

Характер зависимости коэффициента c_y^α от числа М показан на рис. 1.18.

При фиксированных числах М коэффициент подъемной силы линейно возрастает с увеличением угла атаки до его некоторого критического значения. При угле атаки больше критического происходит срыв воздушного потока и коэффициент C_y резко уменьшается.

Зная коэффициенты c_y^α и c_y^δ, скорость, высоту полета и угол атаки ракеты, можно определить величину подъемной силы:

$$Y = [c_y^\alpha(\mathrm{M})\,\alpha \pm c_y^\delta(\mathrm{M})\,\delta_\text{в}]\frac{\rho V_\text{р}^2}{2}S$$

или

$$Y = c_y^\alpha\frac{\rho V_\text{р}^2}{2}S\alpha \pm c_y^\delta\frac{\rho V_\text{р}^2}{2}S\delta_\text{в}.$$

Введем новые обозначения:

$$c_y^\alpha\frac{\rho V_\text{р}^2}{2}S = Y^\alpha(V_\text{р},\ H_\text{р}) \text{ и } c_y^\delta\frac{\rho V_\text{р}^2}{2}S = Y^\delta(V_\text{р},\ H_\text{р}).$$

Тогда

$$Y = Y^\alpha(V_\text{р},\ H_\text{р})\,\alpha \pm Y^\delta(V_\text{р},\ H_\text{р})\,\delta_\text{в}.$$

Следовательно, для заданной ракеты подъемную силу можно считать функцией четырех параметров: скорости ракеты, высоты полета, угла атаки и угла отклонения рулей высоты.

Сила лобового сопротивления Q создается сопротивлением воздушного потока движению всех элементов ракеты (корпуса, крыла, рулей и др.) и вычисляется по формуле

$$Q = C_x\frac{\rho V_\text{р}^2}{2}S,$$

где C_x — коэффициент лобового сопротивления.

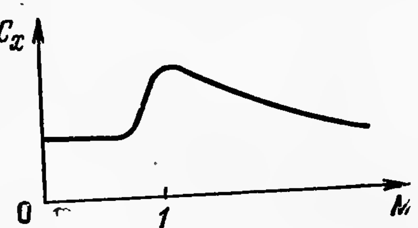


Рис. 1.19. Зависимость C_x от М

Коэффициент C_x зависит в основном от числа М, угла атаки и угла скольжения ракеты:

$$C_x = C_x(\mathrm{M},\ \alpha,\ \beta)$$

или

$$C_x = C_x(\mathrm{M},\ C_y,\ C_z).$$

Если эту функцию разложить в ряд Тейлора в окрестностях нулевых значений углов α и β, то коэффициент C_x можно представить в виде

$$C_x = C_{x_0}(\mathrm{M}) + A(\mathrm{M})\,C_y^2(\mathrm{M}) + B(\mathrm{M})\,C_z^2(\mathrm{M}).$$

При заданных углах α и β наиболее интенсивный рост коэффициента C_x наблюдается при приближении числа М к единице (рис. 1.19). Это объясняется формированием на ракете местных и головного скачков уплотнения, создающих так называемое волновое сопротивление. При $\mathrm{M}>1$ коэффициент C_x убывает, так как скачки уплотнения становятся косыми и оказывают меньшее сопротивление движению ракеты.

Таким образом, при заданной конструкции и аэродинамической компоновке ракеты силу лобового сопротивления можно приближенно считать функцией четырех параметров: скорости $V_\text{р}$, высоты полета $H_\text{р}$, угла атаки α и угла скольжения β:

$$Q = f(V_\text{р},\ H_\text{р},\ \alpha,\ \beta).$$

С увеличением скорости, углов атаки и скольжения ракеты сила лобового сопротивления растет, а с увеличением высоты уменьшается.

При расчетах, требующих большой точности, необходимо также учитывать приращение силы лобового сопротивления за счет отклонения рулей и элеронов ракеты.

Сила тяги P создается двигателем и направлена вдоль продольной оси ракеты. Ее значение определяется по формуле

$$P = \frac{G_c U}{g} + (p_c - p_H) S_{вых}, \qquad (1.26)$$

где G_c — секундный расход топлива;
U — скорость истечения газов из сопла двигателя;
g — ускорение свободного падения;
p_c — давление газа в выходном сечении сопла;
p_H — атмосферное давление на высоте;
$S_{вых}$ — площадь выходного сечения сопла.

Обозначив через p_0 атмосферное давление на поверхности земли, прибавим и вычтем в формуле (1.26) $p_0 S_{вых}$:

$$P = \frac{G_c U}{g} + p_c S_{вых} - p_H S_{вых} + p_0 S_{вых} - p_0 S_{вых}.$$

После преобразования получим

$$P = \frac{G_c U}{g} + (p_c - p_0) S_{вых} + (p_0 - p_H) S_{вых}. \qquad (1.27)$$

Первые два слагаемых правой части зависимости (1.27) характеризуют величину тяги P_0 двигателя на земле, а третье слагаемое — приращение тяги по мере увеличения высоты. Тогда

$$P = P_0 + (p_0 - p_H) S_{вых}.$$

Приращение тяги ракетного двигателя по мере увеличения высоты при одном и том же секундном расходе топлива незначительно и не превышает 10—12% P_0.

Двигательная установка зенитной управляемой ракеты может включать не только маршевый двигатель, но и стартовый ускоритель. Разгон ракеты осуществляется большой силой тяги, во много раз превосходящей вес ракеты. После сброса ускорителей или окончания первого режима работы маршевого двигателя полет ракеты происходит под действием значительно меньшей силы тяги. При этом для получения наилучших характеристик зенитного ракетного комплекса сила тяги маршевого двигателя может регулироваться по программе, устанавливаемой до старта ракеты с учетом конкретных условий стрельбы. Регулирование тяги обеспечивается изменением секундного расхода топлива.

Сила тяжести G, равная произведению массы ракеты на ускорение свободного падения, при полете ракеты на активном участке траектории постепенно убывает за счет выгорания топлива. Для любого момента времени сила тяжести ракеты определяется по формуле

$$G = G_0 - \int_0^t G_c(t)\,dt,$$

где G_0 — начальный вес ракеты;
t — время работы двигательной установки.

Моменты, действующие на ракету в полете. Балансировочная зависимость

Сила тяжести и сила тяги двигателя, направленная вдоль продольной оси ox_1 (см. рис. 1.16), моментов относительно центра масс ракеты не создают.

Вектор полного аэродинамического момента раскладывается на три составляющие — его проекции на оси связанной системы координат $ox_1y_1z_1$:

$$\bar{M} = \bar{M}_{x_1} + \bar{M}_{y_1} + \bar{M}_{z_1}.$$

Момент M_{x_1} вызывает вращение ракеты вокруг продольной оси и называется **моментом крена.** Моменты M_{y_1} и M_{z_1} вызывают поворот ракеты соответственно вокруг осей oy_1 и oz_1 и называются **моментом курса** и **моментом тангажа.**

Каждый из этих моментов, исходя из характера возникновения и воздействия на ракету, рассматривают как сумму трех моментов: стабилизирующего $M_{ст}$, управляющего $M_{упр}$ и демпфирующего $M_{демп}$. Стабилизирующий момент крена возникает лишь при несимметричном обтекании ракеты ($\alpha \neq 0$ и $\beta \neq 0$), т. е. при условии, когда центр давления смещен в сторону от продольной оси ракеты. Ввиду его малости он обычно не учитывается.

Рассмотрим составляющие, например, момента тангажа:

$$\bar{M}_{z_1} = \bar{M}_{z_1\,ст} + \bar{M}_{z_1\,упр} + \bar{M}_{z_1\,демп}.$$

Стабилизирующий момент возникает при отклонении продольной оси ракеты в вертикальной плоскости от направления вектора скорости V_p, т. е. при возникновении угла атаки. Он создается подъемной силой крыла и корпуса ракеты относительно центра тяжести и, так же как и подъемная сила, зависит от аэродинамической компоновки ракеты, ее скорости полета, плотности воздуха и угла атаки:

$$M_{z_1\,ст} = m_{z_1}^{\alpha} \frac{\rho V_p^2}{2} Sb\alpha,$$

где $m_{z_1}^{\alpha}$ — коэффициент стабилизирующего момента, зависящий от геометрических характеристик, формы ракеты и числа М;
b — характерный линейный размер ракеты (обычно средняя аэродинамическая хорда).

Таким образом, при заданной конструкции ракеты стабилизирующий момент

$$M_{z_1\,\text{ст}} = M_{z_1}^{\alpha}(V_\text{р},\ H_\text{р})\,\alpha.$$

Демпфирующий момент возникает при вращении ракеты в воздушном потоке вокруг оси oz_1 с некоторой угловой скоростью ω_{z_1}. Его величина зависит от скорости вращения ракеты, плотности воздуха, скорости полета, геометрических характеристик и формы ракеты:

$$M_{z_1\,\text{демп}} = m_{z_1}^{\omega}\,\frac{\rho V_\text{р}^2}{2}\,S\,\frac{b^2}{V_\text{р}}\,\omega_{z_1} = M_{z_1}^{\omega}\omega_{z_1}.$$

При заданных размерах и форме ракеты коэффициент демпфирующего момента $m_{z_1}^{\omega}$ зависит от числа М, а коэффициент $M_{z_1}^{\omega}$ — от скорости и высоты полета зенитной управляемой ракеты:

$$M_{z_1\,\text{демп}} = M_{z_1}^{\omega}(V_\text{р},\ H_\text{р})\,\omega_{z_1}.$$

Демпфирующий момент всегда направлен в сторону, противоположную угловой скорости вращения ракеты.

Управляющий момент возникает при отклонении рулей тангажа в результате появления подъемной силы рулей, создающей момент относительно центра тяжести ракеты:

$$M_{z_1\,\text{упр}} = m_{z_1}^{\delta}\,\frac{\rho V_\text{р}^2}{2}\,Sb\delta_\text{в}.$$

Характер зависимости коэффициента $m_{z_1}^{\delta}$ от числа М примерно такой же, как и коэффициента $m_{z_1}^{\alpha}$.

Следовательно,

$$M_{z_1\,\text{упр}} = M_{z_1}^{\delta}(V_\text{р},\ H_\text{р})\,\delta_\text{в}.$$

Летательный аппарат называют *статически устойчивым*, если момент аэродинамических сил, возникший при угловом отклонении от положения равновесия, направлен в сторону исходного положения равновесия. Зенитные управляемые ракеты, как правило, выполняются статически устойчивыми летательными аппаратами. Это значит, что при их полете к цели центр давления аэродинамических сил располагается позади центра масс ракеты.

Характер кривой момента $M_{z_1\,\text{ст}} = f(\alpha)$ для статически устойчивой ракеты показан на рис. 1.20. Если ракету вывести из положения равновесия, сообщив ей угол атаки $\pm\alpha_1$ (в пределах рабочих углов атаки), то возникнет аэродинамический момент, стремящийся соответственно уменьшить или увеличить угол атаки и привести его к значению, равному нулю. Таким образом, знак производной $m_{z_1}^{\alpha}$ определяет, является ли выбранная схема летательного аппарата статически устойчивой или неустойчивой. Для устойчивых схем $m_{z_1}^{\alpha} < 0$, для неустойчивых $m_{z_1}^{\alpha} > 0$.

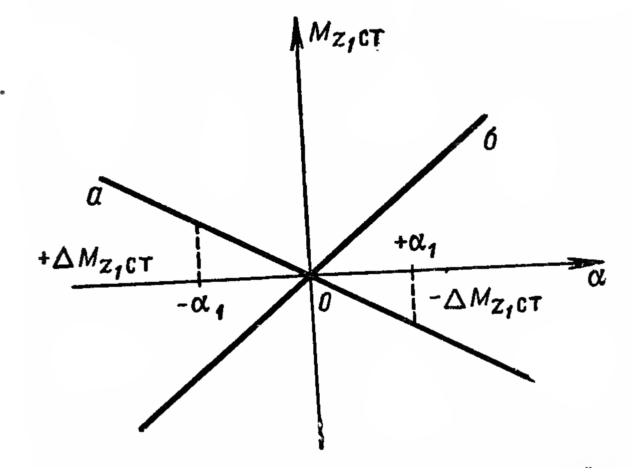


Рис. 1.20. Моментная кривая статически устойчивого (*а*) и неустойчивого (*б*) летательных аппаратов

При отклонении рулей равновесие ракеты нарушается. Чтобы сбалансировать моменты рулей, ракета должна иметь вполне определенный угол атаки. Условие продольной балансировки ракеты определится равенством

$$M_{z_1}^{\delta}\delta_\text{в} + M_{z_1}^{\alpha}\alpha + M_{z_1}^{\omega}\omega = 0.$$

Для установившегося положения ракеты значение демпфирующего момента можно не учитывать. Тогда условие балансировки примет вид

$$M_{z_1}^{\delta}\delta_\text{бал} + M_{z_1}^{\alpha}\alpha = 0.$$

Следовательно, для симметричных ракет балансировочная зависимость имеет вид

$$\delta_\text{бал} = -\frac{m_{z_1}^{\alpha}}{m_{z_1}^{\delta}}\,\alpha.$$

Это соотношение на различных участках полета ракеты не остается постоянным, так как коэффициенты $m_{z_1}^{\alpha}$ и $m_{z_1}^{\delta}$ зависят от числа М и расход топлива двигателя приводит к перемещению центра масс ракеты (рис. 1.21).

Наклон балансировочной кривой (расстояние между фокусом и центром масс ракеты) определяет не только устойчивость, но и управляемость ракеты.

Под управляемостью понимается чувствительность ракеты к отклонению рулей. Управляемость и устойчивость — противоположные свойства. Всякое повышение управляемости ракеты вызывает уменьшение степени ее продольной статической устойчивости, и наоборот. Выбор массовой и аэродинамической схем ракеты должен предусматривать наиболее оптимальное решение этих двух противоречивых требований на различных участках ее траектории.

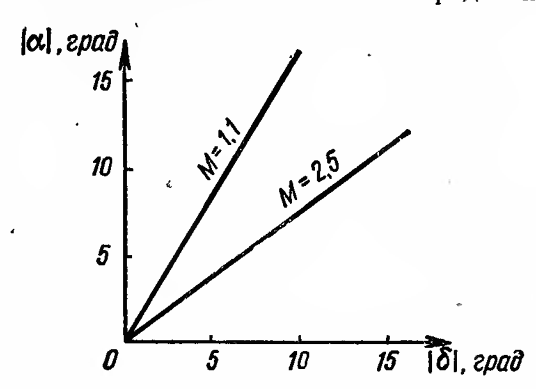


Рис. 1.21. Характер зависимости угла атаки от угла отклонения рулей

Располагаемые перегрузки и маневренность зенитной управляемой ракеты

Для изменения направления полета ракеты в процессе ее наведения на цель необходимо в требуемые моменты времени прикладывать к ракете силы, действующие по нормали к траектории. Соответственно действию этих сил траектория искривляется в ту или иную сторону.

Силы, прикладываемые к ракете для изменения направления ее полета в процессе наведения на цель, называются **управляющими силами.**

По своей физической природе они могут быть аэродинамическими или газодинамическими (реактивными). Для наведения зенитных управляемых ракет, как правило, используются аэродинамические силы. Управляющая аэродинамическая сила в основном создается крыльями ракеты. Зенитные управляемые ракеты обычно имеют крестообразные крылья, расположенные в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Ориентировка крыльев в полете плюсообразная и иксообразная.

Принцип управления ракетой в прямоугольной системе координат (рис. 1.22) при использовании аэродинамических сил сводится к следующему. При выдаче команды на рули ракеты происходит их отклонение на соответствующий угол. На рулях возникает подъемная сила, создающая управляющий момент относительно центра масс ракеты. Под действием этого момента ракета поворачивается вокруг поперечной оси, создавая угол атаки. При наличии угла атаки возникает подъемная сила крыла, создающая относительно центра масс стабилизирующий момент, направленный противоположно управляющему моменту, который стремится уменьшить угол атаки. Поворот ракеты относительно оси прекратится в том случае, когда сумма действующих на нее моментов будет равна нулю. Каждому углу отклонения руля соответствует свой угол атаки, а следовательно, в данных условиях полета и величина управляющей силы. Управляющая сила изменяет направление полета ракеты, определяя величину и знак нормального ускорения W_n, т. е. ускорения, перпендикулярного вектору скорости ракеты.

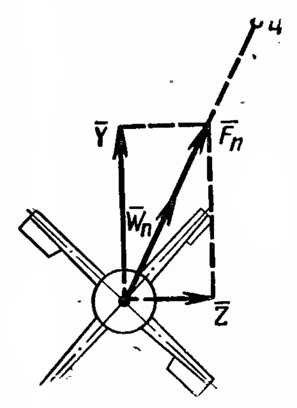


Рис. 1.22. Прямоугольный способ управления

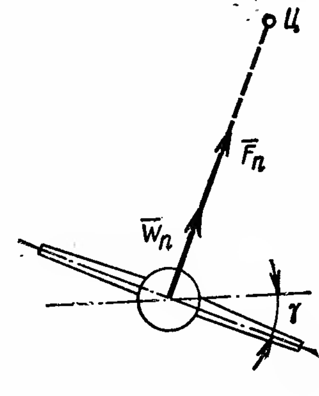


Рис. 1.23. Полярный способ управления

При полете ракеты с крестообразной компоновкой крыльев должна существовать строгая ее стабилизация по крену. Маневр ракеты в любой наклонной плоскости выполняется сообщением ракете одновременно угла атаки и скольжения, т. е. отклонением рулей тангажа и курса. В первом приближении управление по курсу и тангажу можно считать независимым.

При ориентировке ракеты в полете по схеме икс-план принцип управления аналогичен.

При наведении ракеты на цель может использоваться управление не только в прямоугольной (декартовой), но и в полярной системе координат. При управлении в полярной системе координат маневр ракеты в любой наклонной плоскости выполняется сообщением ракете угла крена и отклонением рулей тангажа (рис. 1.23). Ракета может быть выпол-

нена по самолетной плоскосимметричной аэродинамической схеме. Поворот ракеты вокруг продольной оси достигается отклонением рулей-элеронов в противоположные стороны.

При полярном способе управления ракета должна не только отрабатывать заданный командой угол крена, но и сохранять его до тех пор, пока не изменилась величина команды крена. Поэтому и здесь необходимо обеспечить соответствующую гироскопическую стабилизацию корпуса относительно продольной оси.

При крестообразной аэродинамической схеме ракеты возможно сочетание прямоугольного и полярного способов управления ракетой путем использования информации о взаимном положении ракеты и цели не только для отклонения рулей, но и для разворота ракеты по крену.

Регулирование угла атаки обеспечивает создание потребной величины аэродинамических управляющих сил только при полете ракеты в достаточно плотных слоях атмосферы. С увеличением высоты полета ракеты для сохранения требуемой маневренности при использовании для управления аэродинамических сил необходимо увеличивать площадь крыльев, что приводит к возрастанию массы и размеров ракеты. Поэтому существует некоторая предельная высота полета ракет, выше которой целесообразно применять не аэродинамический, а газодинамический принцип получения управляющих сил.

Возможны различные конструктивные решения использования силы тяги ракетных двигателей для создания боковых управляющих сил: применение ракетных двигателей с поворотными камерами, использование поворотных коленчатых или боковых сопл, располагаемых в центре масс ракеты, использование газовых рулей и др.

Маневренность летательного аппарата обычно характеризуется быстротой изменения направления и величины вектора скорости. Возможности ракеты осуществлять криволинейные траектории определяются величиной ее располагаемых нормальных перегрузок.

Перегрузкой называется отношение суммы действующих сил, кроме силы тяжести, к весу ракеты. Она определяет, во сколько раз ускорение ракеты в данном направлении, создаваемое этими силами, больше или меньше ускорения свободного падения:

$$n = \frac{F}{G} = \frac{W}{g}.$$

Величина и направление перегрузки обычно задаются ее проекциями на оси скоростной или связанной системы координат ракеты.

Используя обозначения, принятые на рис. 1.24, можно записать:

$$\left.\begin{aligned} n_{x_V} &= \frac{P\cos\alpha\cos\beta - Q}{G};\\ n_{y_V} &= \frac{P\sin\alpha + Y}{G};\\ n_{z_V} &= \frac{-P\cos\alpha\sin\beta + Z}{G}. \end{aligned}\right\} \qquad (1.28)$$

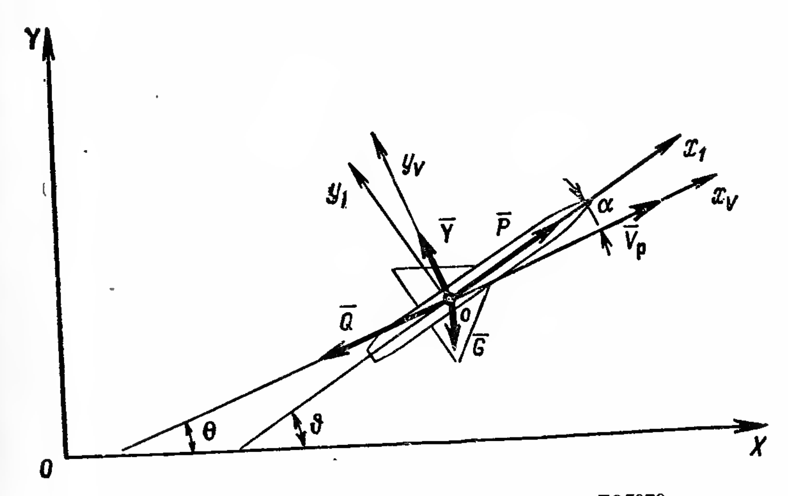


Рис. 1.24. Силы, действующие на ракету в полете

При малых углах α и β зависимости (1.28) имеют вид:

$$\left.\begin{aligned} n_{x_V} &= \frac{P-Q}{G};\\ n_{y_V} &= \frac{1}{G}\left(P\frac{\alpha^\circ}{57{,}3} + Y\right);\\ n_{z_V} &= \frac{1}{G}\left(-P\frac{\beta^\circ}{57{,}3} + Z\right). \end{aligned}\right\}$$

Проекцию n_{x_V} принято называть продольной перегрузкой, а проекции n_{y_V} и n_{z_V} — нормальными перегрузками.

Проекции перегрузки на связанную систему координат через проекции перегрузки на скоростную систему координат ракеты выражаются следующими соотношениями:

$$\left.\begin{aligned} n_{x_1} &= n_{x_V}\cos\alpha\cos\beta + n_{y_V}\sin\alpha - n_{z_V}\cos\alpha\sin\beta;\\ n_{y_1} &= -n_{x_V}\sin\alpha\cos\beta + n_{y_V}\cos\alpha + n_{z_V}\sin\alpha\sin\beta;\\ n_{z_1} &= n_{x_V}\sin\beta + n_{z_V}\cos\beta. \end{aligned}\right\}$$

Учитывая, что

$$Y = Y^{\alpha}\alpha \pm Y^{\delta}\delta_{в} \text{ и } Z = Z^{\beta}\beta \pm Z^{\delta}\delta_{н};$$

$$\delta_{в.\,бал} = -\frac{m_{z_1}^{\alpha}}{m_{z_1}^{\delta}}\alpha \text{ и } \delta_{н.\,бал} = -\frac{m_{y_1}^{\beta}}{m_{y_1}^{\delta}}\beta,$$

величину управляющих сил, соответствующих условиям балансировки ракеты, можно записать в виде

$$Y = \left(Y^{\alpha} \pm \frac{m_z^{\alpha}}{m_z^{\delta}} Y^{\delta}\right)\alpha; \; Z = \left(Z^{\beta} \pm \frac{m_y^{\beta}}{m_y^{\delta}} Z^{\delta}\right)\beta.$$

Тогда

$$\left.\begin{aligned} n_{y_V} &= \frac{1}{G}\left(\frac{P}{57,3} + Y^{\alpha} \pm \frac{m_z^{\alpha}}{m_z^{\delta}} Y^{\delta}\right)\alpha; \\ n_{z_V} &= \frac{1}{G}\left(-\frac{P}{57,3} + Z^{\beta} \pm \frac{m_y^{\beta}}{m_y^{\delta}} Z^{\delta}\right)\beta. \end{aligned}\right\}$$

Нормальные перегрузки, которые можно получить на ракете в данных условиях полета при максимальном отклонении ее рулей (при максимальной величине команды), называются *располагаемыми перегрузками* ракеты.

Располагаемые перегрузки определяют минимальный радиус кривизны траектории, которую может описать ракета при наведении на цель.

Если рассматривать движение ракеты в плоскостях $x_V o y_V$ и $x_V o z_V$ скоростной системы координат, то

$$\left.\begin{aligned} mW_{ny_V\max} &= (n_{y_V расп} - \cos\theta)G; \\ mW_{nz_V\max} &= n_{z_V расп}G. \end{aligned}\right\}$$

Учитывая, что нормальные ускорения

$$\left.\begin{aligned} W_{ny_V} &= V_р\dot{\theta}; \\ W_{nz_V} &= V_р\dot{\psi}^*, \end{aligned}\right\}$$

а радиус кривизны траектории

$$\left.\begin{aligned} \rho_{т\,y} &= \frac{ds}{d\theta} = \frac{V_р}{\dot{\theta}}; \\ \rho_{т\,z} &= \frac{ds}{d\psi} = \frac{V_р}{\dot{\psi}}, \end{aligned}\right\}$$

* Угол ψ измеряется в плоскости $x_V o z_V$.

имеем

$$\left.\begin{aligned} \frac{V_р^2}{\rho_{т\,y\,\min}} &= (n_{y_V расп} - \cos\theta)\,g; \\ \frac{V_р^2}{\rho_{т\,z\,\min}} &= n_{z_V расп}\,g. \end{aligned}\right\}$$

Следовательно, величина минимального радиуса кривизны траектории как функция располагаемых перегрузок ракеты равна

$$\left.\begin{aligned} \rho_{т\,y\,\min} &= \frac{V_р^2}{(n_{y_V расп} - \cos\theta)\,g}; \\ \rho_{т\,z\,\min} &= \frac{V_р^2}{n_{z_V расп}\,g}. \end{aligned}\right\}$$

Располагаемые перегрузки при заданных параметрах аэродинамической схемы ракеты зависят от скорости и высоты ее полета. Маневренность ракеты, т. е. ее способность осуществлять криволинейные траектории, изменяется соответственно изменению располагаемых перегрузок: уменьшается с увеличением высоты и уменьшением скорости полета ракеты. При заданных располагаемых перегрузках чем больше скорость ракеты, тем больше радиус кривизны траектории, по которой она может двигаться.

Если полет ракеты происходит в плотных слоях атмосферы, то располагаемые перегрузки могут ограничиваться предельно допустимыми из условий прочности ракеты.

Знак и величина тангенциального ускорения ракеты $\dot{V}_р$ определяются соотношением силы тяги ракетного двигателя, силы лобового сопротивления и касательной составляющей силы тяжести.

Для ускоренного движения зенитной управляемой ракеты сила тяги должна превосходить силу лобового сопротивления и касательную составляющую силы тяжести. Максимальное значение скорости есть функция величины избытка тяги и времени ускоренного движения ракеты.

Для установившегося наклонного полета (рис. 1.24)

$$P = Q + G\sin\theta; \; P\alpha + Y = G\cos\theta.$$

Потребная сила тяги определяется соотношением

$$\frac{P\alpha - G\cos\theta}{P} = -\frac{Y}{Q + G\sin\theta},$$

откуда

$$P_{п.\,уст} \approx G\left(\frac{1}{k + \alpha} + \sin\theta\right),$$

где $k = Y/Q$ — аэродинамическое качество ракеты.

Если тяга двигателя P меньше потребной для установившегося полета, то тангенциальное ускорение отрицательно и ракета летит с замедлением. На пассивном участке траектории скорость ракеты под действием силы лобового сопротивления, а также силы тяжести (при наборе высоты) быстро падает. Соответственно этому уменьшается и возможность получения потребных управляющих сил для наведения ракеты на цель с заданной точностью.

1.4. ЗЕНИТНЫЕ РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ

Состав и общая характеристика

Зенитный ракетный комплекс (ЗРК) состоит на вооружении первичного огневого (тактико-огневого) подразделения войск, способного самостоятельно вести огонь на уничтожение воздушного противника, и представляет собой совокупность функционально связанных зенитных управляемых ракет и наземных устройств, обеспечивающих обнаружение и непрерывное сопровождение выбранной (выбранных) для обстрела цели (целей), подготовку и наведение ракет на цель (цели). Он может быть одноканальным или N-канальным по цели и по ракете.

Комплекс является одноканальным по цели, если он обеспечивает одновременный обстрел одной цели. Вторая цель может быть обстреляна после окончания цикла боевой работы по первой цели.

Комплекс является N-канальным по цели, если он обеспечивает одновременное наведение ракет на N целей.

Канальность комплекса по ракете определяется количеством ракет, которое в каждом целевом канале может одновременно наводиться на цель.

Состав. Соответственно данному определению зенитный ракетный комплекс включает:

1. Наземные средства системы наведения ЗУР, состав которых определяется типом этой системы. При использовании командной системы телеуправления совокупность расположенных на земле устройств, обеспечивающих непрерывное определение координат цели и ракеты, формирование команд управления и наведения ракеты на цель, принято называть станцией наведения ракет (СНР).

В радиолокационных системах полуактивного самонаведения наземная часть этой системы обычно называется радиолокатором подсвета цели (РПЦ).

В состав станции наведения ракет и радиолокатора подсвета цели, как правило, включается система опознавания принадлежности самолета по принципу «свой — чужой».

В комплексах нового поколения, например в ЗРК «Пэтриот» (США), указанные выше задачи (обнаружение, опознавание, захват, автоматическое сопровождение целей и одновременное наведение на них ракет) решаются многофункциональной РЛС с фазированной антенной решеткой.

2. Зенитные управляемые ракеты с бортовыми устройствами системы наведения ЗУР и боевым снаряжением (боевой частью и взрывателем).

3. Пусковые установки (ПУ) и устройства управления стартом, обеспечивающие автоматическую подготовку ракет к пуску, их содержание в готовности к пуску и пуск в заданном направлении. На стартовую автоматику могут также возлагаться задачи предпускового контроля исправности основных цепей бортового оборудования ракеты. В состав комплекса, как правило, включается несколько пусковых установок с одной или несколькими направляющими для пуска ракет. Их количество должно обеспечить проведение боя без перезаряжания ПУ ракетами.

4. Средства энергоснабжения. Независимость боевой работы ЗРК от внешних условий обеспечивается включением в его состав автономных источников электропитания.

5. Вспомогательное оборудование, включающее устройства контроля готовности ЗРК, транспортно-заряжающие машины и др.

Боевая работа зенитного ракетного комплекса обеспечивается станцией разведки и целеуказания (СРЦ). Станция предназначается для обзора воздушного пространства, обнаружения и опознавания целей и выдачи данных для обстрела целей. Станция разведки и целеуказания функционально сопрягается с ЗРК и вместе с ним, как правило, состоит на вооружении первичного огневого подразделения войск. Во многих комплексах она является специализированной, выполняется отдельно или объединяется конструктивно с ЗРК. При определении понятия зенитного ракетного комплекса станцию разведки и целеуказания многие авторы непосредственно включают в его состав.

Несмотря на большое многообразие зенитных ракетных систем, общая схема их автономной боевой работы примерно одинакова.

Станция разведки и целеуказания производит обзор воздушного пространства. По данным СРЦ анализируется воздушная обстановка, принимается решение на уничтожение цели и выдается целеуказание СНР или РПЦ. Радиолокатор слежения за целью (подсвета цели) обнаруживает цель, производит контроль ее опознавания и переводится в режим сопровождения цели. Текущие координаты цели используются для автоматического наведения по азимуту и углу места пусковых установок, а в системах полуактивного самонаведения и следящих систем головки самонаведения ЗУР.

При подходе цели на определенную дальность производится пуск ракеты. Стартовавшая ракета автоматически наводится на цель.

В командных системах телеуправления она захватывается на сопровождение станцией слежения за ракетой. Текущие координаты ракеты поступают в счетно-решающее устройство, которое, сравнивая их с координатами цели, вырабатывает в соответствии с принятым методом наведения команды управления. Команды управления по радиолинии передаются на борт ракеты.

В системах самонаведения управляющие сигналы, обеспечивающие наведение ракеты на цель, вырабатываются на самой ракете на основе информации о движении цели, непрерывно поступающей с координатора головки самонаведения. При встрече ракеты с целью ее поражение достигается подрывом боевой части ЗУР, как правило, с помощью неконтактного взрывателя.

Боевые возможности зенитного ракетного комплекса характеризуются совокупностью показателей, определяющих способность комплекса перейти в состояние готовности и обеспечить уничтожение целей на различных дальностях и высотах их полета в заданном диапазоне скоростей, в условиях радиоэлектронного подавления и маневра, при различной плотности удара воздушного противника.

Обобщенными показателями боевых возможностей ЗРК являются размеры его зоны поражения, вероятность поражения цели для различных условий стрельбы, цикл стрельбы и время перехода в готовность к пуску ракет.

З о н о й п о р а ж е н и я называется область пространства, в пределах которой обеспечивается уничтожение воздушной цели с вероятностью не ниже заданной.

Ц и к л с т р е л ь б ы — это время, потребное на непосредственную подготовку стрельбы и обстрел цели.

Важнейшей характеристикой боевых возможностей зенитного ракетного комплекса также является его м о б и л ь н о с т ь [30]. Она определяется временем развертывания и свертывания, подвижностью и проходимостью, запасом хода и максимальной скоростью движения, способностью вести стрельбу в движении и с коротких остановок, транспортабельностью ЗРК.

ЗРК п о с п о с о б у п е р е д в и ж е н и я подразделяются на буксируемые, самоходные и переносные. Комплексам ПВО войск присущи высокая подвижность, способность быстро переходить из походного положения в боевое, вести пуски ракет в движении и с коротких остановок.

П о д а л ь н о с т и с т р е л ь б ы, величина которой в значительной мере определяет основное предназначение ЗРК, удаление рубежей огневого воздействия по целям, возможности маневра огнем, диапазон высот боевого применения, зенитные ракетные комплексы в армиях многих государств подразделяются на ЗРК дальнего действия, средней дальности, малой дальности и ближнего действия. В литературе нет единого подхода к их классификации по дальности.

Зенитные ракетные комплексы иностранных армий

Первые экспериментальные образцы зенитных ракетных комплексов были созданы в конце второй мировой войны. С 50-х годов комплексы начали поступать на вооружение армий США и некоторых других стран. В настоящее время армии и флоты многих государств оснащены различными типами ЗРК. Продолжают разрабатываться новые системы зенитного ракетного оружия. Исследуются проблемы создания универсальных ЗРК, способных наряду с аэродинамическими целями уничтожать отдельные типы баллистических ракет.

Дадим краткую характеристику некоторых ЗРК иностранных армий.

В конце 50-х годов в США на вооружение были приняты зенитные ракетные комплексы «Найк-Геркулес» и «Хок». Они неоднократно совершенствовались и до настоящего времени продолжают использоваться для противовоздушной обороны стран НАТО и ряда других капиталистических государств.

В середине 60-х годов на вооружение приняты английские комплексы «Бладхаунд» и «Тандерберд».

Для замены ЗРК «Найк-Геркулес» и «Хок» в США с 1967 г. разрабатывался зенитный ракетный комплекс SAM-D, принятый в настоящее время на вооружение и получивший наименование «Пэтриот».

В серийном производстве или в стадии испытаний находится ряд ЗРК, созданных в первую очередь для борьбы с низколетящими целями: «Чапарэл» (США), «Роланд-1» и «Роланд-2» (ФРГ, Франция), «Рапира» (Великобритания), «Кроталь» и «Шаин» (Франция), «81» (Япония), многоцелевой ракетный комплекс ADATS (Швейцария, США) и др.

Зенитное ракетное оружие представлено также большим количеством образцов переносных ЗРК: «Ред Ай» и «Стингер» (США), «Блоупайп» и «Джавелин» (Великобритания), «Мистраль» (Франция), RBS-70 (Швеция) и др.

Комплекс «Найк-Геркулес» является средством противовоздушной обороны объектов и районов страны, а также группировок войск. Работа ЗРК основана на использовании командной системы телеуправления с раздельным слежением за целью и за ракетой.

В с о с т а в б а т а р е и в х о д я т: пять радиолокационных станций, размещенных на позиции управления (РЛС обнаружения малой мощности, РЛС повышенной мощности

для обнаружения малоразмерных целей, РЛС слежения за целью, РЛС слежения за ракетой, радиодальномер), пункт управления пуском ракет и их наведения на цель, до девяти стационарных или мобильных пусковых установок, зенитные управляемые ракеты, источники питания, вспомогательное оборудование.

Ракета двухступенчатая: первая ступень — стартовый ускоритель; вторая ступень — собственно ракета с маршевым двигателем, бортовой аппаратурой и боевым снаряжением. Первая и вторая ступени расположены соосно. В двигателях используется твердое топливо. Стартовая масса ракеты 4,5 т, длина 12,6 м, диаметр корпуса 0,8 м.

Ракета снаряжена обычной или ядерной боевой частью.

Старт ракеты осуществляется в направлении на цель по азимуту при постоянном угле возвышения, равном 85°.

Комплекс обеспечивает обстрел дозвуковых и сверхзвуковых самолетов в основном на средних и больших высотах на дальностях до 140 км.

В иностранной печати сообщалось об успешных испытаниях комплекса по перехвату тактических баллистических ракет.

Комплекс «Хок» создан для борьбы с дозвуковыми и сверхзвуковыми самолетами на малых и средних высотах и предназначен для противовоздушной обороны объектов и войск. Работа комплекса основана на использовании полуактивной радиолокационной системы самонаведения. Захват цели головкой самонаведения производится до пуска ракеты или при ее полете на начальном участке траектории.

Комплекс состоит на вооружении батареи, в состав которой входят: пункт управления огнем; две станции обнаружения — одна из них работает в импульсном режиме, другая — в режиме непрерывного излучения; две радиолокационные станции подсвета цели; радиодальномер; шесть пусковых установок, каждая с тремя направляющими; зенитные управляемые ракеты, источники питания и вспомогательное оборудование.

Ракета одноступенчатая. Двигатель работает на твердом топливе с двумя уровнями тяги: на участке разгона — с максимальной тягой, в последующем — на пониженной. В головной части ракеты под радиопрозрачным колпаком расположена головка самонаведения. Для наведения ракеты на цель используется метод пропорционального сближения. Стартовая масса ракеты 580 кг, длина 5,1 м, диаметр корпуса 0,36 м. Масса боевой части 45 кг обычного снаряжения. Комплекс обеспечивает обстрел воздушных целей при наклонных дальностях до 35 км на высотах 0,03—15 км.

Батарея может одновременно производить обстрел двух целей. Отдельный дивизион в составе четырех батарей — основная тактическая единица войск.

Усовершенствованный ЗРК «Хок» включает новую ракету с улучшенным двигателем, более мощной боевой частью, с повышенной надежностью бортовой аппаратуры. Модернизации подвергнута также наземная аппаратура управления. Все это, по мнению американских специалистов, позволило повысить вероятность поражения низколетящих целей, помехозащищенность и техническую надежность ЗРК, а также дальность его действия.

Комплекс «Бладхаунд» состоит на вооружении ВВС Великобритании, а также ряда других стран и предназначен для борьбы с дозвуковыми и сверхзвуковыми самолетами на дальностях до 180 км. В комплексе используется полуактивная система самонаведения.

Состав батареи: пункт управления; РЛС подсвета цели (стационарная более мощная «Скорпион» или мобильная, но менее мощная «Файрлайт»); 4—8 пусковых установок, каждая с одной направляющей; ЗУР.

Наведение на цель радиолокатора подсвета осуществляется от своей РЛС или от ближайшей РЛС общей системы обнаружения и предупреждения. Батареи объединяются в эскадрильи.

Ракета двухступенчатая: первая ступень — четыре боковых стартовых РДТТ, вторая ступень — собственно ракета с двумя маршевыми прямоточными двигателями. Стартовая масса ракеты 2,5 т, длина около 8,0 м, диаметр корпуса 0,55 м. Боевая часть снаряжена обычным ВВ. Угол старта ракет 45°.

Серийное производство этих комплексов прекращено.

Комплекс «Тандерберд» предназначен для противосамолетной обороны войск и объектов. Он построен на основе полуактивной системы самонаведения и включает РЛС обнаружения, РЛС подсвета цели, пусковые установки и ЗУР. В составе радиолокатора подсвета два передатчика, используемые для работы с широкой и узкой диаграммами направленности в режиме непрерывного излучения.

Все элементы ЗРК перевозятся на стандартных наземных транспортных средствах.

Ракета двухступенчатая: первая ступень — четыре РДТТ бокового расположения, вторая ступень — собственно ракета с маршевым РДТТ. Боевое снаряжение включает обычную боевую часть и инфракрасный неконтактный взрыватель. Стартовая масса ракеты 2,0 т, длина 6,4 м, диаметр корпуса 0,53 м. Угол старта ракеты переменный.

Комплекс обеспечивает обстрел воздушных целей на дальностях до 60 км.

Комплекс «Пэтриот» должен обеспечить надежное поражение дозвуковых и сверхзвуковых самолетов на различных высотах, включая предельно малые, а также ракет тактического назначения в условиях широкого применения средств радиоэлектронного противодействия.

Огневая секция комплекса (рис. 1.25) включает пункт управления *1*, многофункциональную РЛС *2* с фазированной антенной решеткой (ФАР), пусковые установки *3*, каждая из которых имеет четыре готовые к пуску ракеты, газотурбинные источники питания и вспомогательную аппаратуру. Количество ПУ в огневой секции может быть различным (оптимальным считается пять).

Пункт управления обрабатывает всю информацию, необходимую для управления боевой работой секции. В него входит ЭВМ, индикаторное устройство и аппаратура автоматической передачи данных.

РЛС с фазированной решеткой осуществляет обзор ограниченного сектора пространства электрически управляемым лучом, обнаружение и выделение нескольких воздушных целей среди ложных сигналов и помех, опознавание целей и слежение за ними, наведение на цели зенитных управляемых ракет. Работой РЛС с ФАР управляет ЭВМ. Перемещение луча в пространстве происходит в течение нескольких микросекунд. Во время работы могут быть изменены форма сигнала, временные режимы работы и мощность излучения.

Фазированная антенная решетка РЛС представляет собой комбинацию рупорно-линзовых излучателей с 5240—6000 фазосдвигающими элементами. Каждый элемент рассчитан на прохождение сигнала мощностью до 13 Вт и пиковой — до 2,5 кВт и дискретно с интервалами в 22,5° может менять фазу высокочастотного сигнала от 0 до 337,5°.

Антенна РЛС может механически разворачиваться по азимуту в любом направлении.

Зенитная управляемая ракета размещается в контейнере, который используется для ее хранения и пуска, снабжена стартовым и маршевым ракетным двигателем твердого топлива РДТТ и имеет длину 5,2 м, диаметр 0,4 м.

Система управления комбинированная: телеуправление первого и второго вида. Данные слежения бортового полуактивного пеленгатора за целью передаются на РЛС, где ЭВМ рассчитывает команды, передаваемые на борт ракеты.

Комплекс «Кроталь» основан на использовании командной системы телеуправления. В состав ЗРК входит центр управления и до трех стрельбовых установок. Центр управления представляет собой транспортер с импульсно-доплеровской РЛС обнаружения и опознавания цели и аппаратурой управления огнем. Сообщается, что дальность обнаружения типовой цели составляет 18,5 км. РЛС снабжена специальной ЭВМ и может работать в режиме автосопровождения по 12 целям. Каждая стрельбовая установка одноканальная по цели и двухканальная по ракете. Она размещается на одном транспортере и включает: РЛС слежения за целью, ПУ с четырьмя направляющими, радиопередатчик команд, инфра-

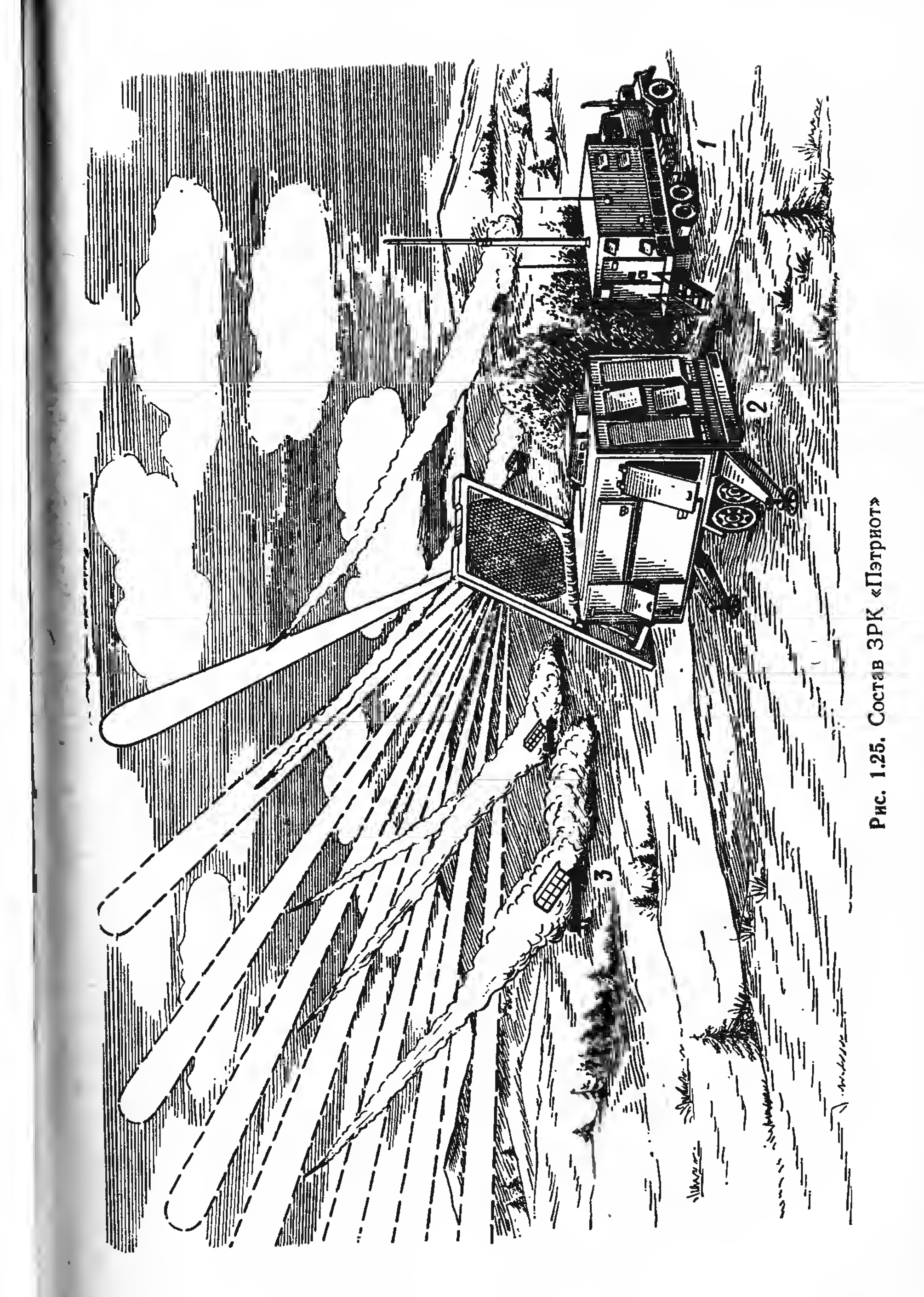


Рис. 1.25. Состав ЗРК «Пэтриот»

красное следящее устройство и вспомогательное оборудование.

Стартовая масса ракеты 80 кг. РДТТ обеспечивает достижение ракетой скорости 800 м/с через 2,3 с. Дальность поражения целей 0,5—8,5 км. Время полета на максимальную дальность 19 с, к этому моменту скорость ракеты снижается до 300 м/с.

Комплекс «Роланд-2» является модификацией ясноподродного ЗРК «Роланд-1», использующего оптическое слежение за целью и инфракрасное за ракетой. Всепогодный вариант ЗРК дополнительно имеет радиолокационную систему слежения за ракетой. Радиопередатчик команд работает в сантиметровом диапазоне волн.

Комплекс высокомобильный, может вести автономную боевую работу, оснащен устройством автоматического заряжания ПУ, обеспечивающего скорострельность 4 выстрела в минуту. Все оборудование ЗРК смонтировано на одной самоходной платформе.

Стартовая масса ракеты 63 кг. Дальность действия 6 км.

Зенитный ракетный комплекс «81» размещен на двух автомобилях. На одном из них смонтированы: РЛС с плоской фазированной антенной решеткой, электронная вычислительная машина, органы управления и индикации. Радиолокационная станция, имеющая дальность действия до 30 км, обеспечивает поиск и одновременное автоматическое сопровождение до шести целей. На другом автомобиле зенитного ракетного комплекса размещена пусковая установка, на двух направляющих которой находятся готовые к пуску ЗУР, оснащенные инфракрасными головками самонаведения.

Команда на открытие огня при входе целей в зону пуска передается с автомобиля, на котором размещены органы управления и индикации.

Многоцелевой ракетный комплекс ADATS способен поражать как воздушные, так и наземные цели. В состав комплекса входят: РЛС обнаружения воздушных целей; электронно-оптический модуль сопровождения целей и наведения на них ракет; электронная вычислительная машина; восемь ракет в транспортно-пусковых контейнерах. Модульная конструкция многоцелевого ракетного комплекса позволяет монтировать его на машинах различного типа.

Импульсно-доплеровская РЛС обнаружения с круговым обзором пространства представляет собой усовершенствованный вариант радиолокационной станции LPD-20. По сообщениям зарубежной печати, станция может работать на месте и в движении, обнаруживает самолеты и вертолеты на дальностях до 24 км, летящие на высотах до 6 км. Процессор обеспечивает одновременное сопровождение до шести целей. Радиолокационная станция объединена с системой опознавания «свой — чужой».

Электронно-оптический модуль сопровождения смонтирован на гиростабилизированной платформе и включает: инфракрасное устройство для сопровождения целей ночью и в ненастную погоду, телевизионную камеру для сопровождения целей при хорошей видимости, лазерную систему для наведения ракет по кодированному лучу; лазерный дальномер на

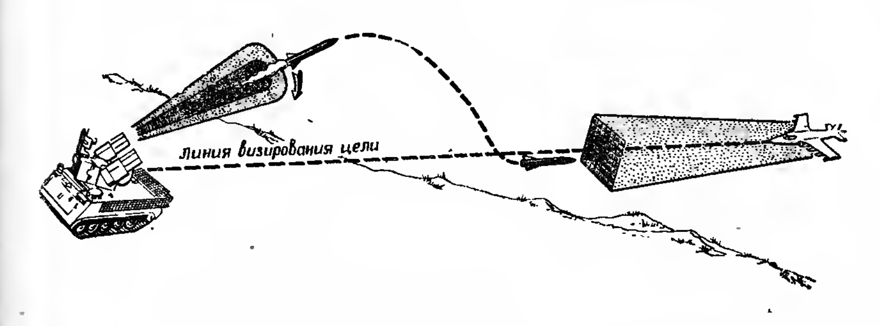


Рис. 1.26. Схема наведения ракеты комплекса ADATS

кристалле нитриево-алюминиевого гранта с примесью неодима; инфракрасные гониометры, предназначенные для определения координат ракеты при работающем двигателе.

Управляемая ракета выполнена по нормальной аэродинамической схеме, имеет твердотопливный двигатель с двумя режимами работы. Стартовая масса ракеты 51 кг, длина 2,05 м, диаметр 152 мм. Боевая часть ракеты кумулятивно-осколочная; взрыватели используются двух типов: неконтактный — при стрельбе по воздушным целям и контактный — при стрельбе по наземным бронированным целям.

При боевой работе РЛС обнаруживает воздушные цели и данные о них поступают в ЭВМ для оценки степени важности и очередности их обстрела. Результаты, полученные на ЭВМ, отображаются на рабочем месте командира. После выбора цели для уничтожения вращающаяся башня, на которой смонтирован электронно-оптический модуль, автоматически разворачивается в требуемом направлении. Оператор осуществляет захват цели инфракрасной или телевизионной системой сопровождения (в зависимости от погодных условий). Дальность до цели определяется с помощью лазерного дальномера и постоянно корректируется. После пуска ракеты для системы управления характерны два этапа ее работы (рис. 1.26).

Первый этап. При полете ракеты с работающим двигателем реализуется командная система телеуправления. Четыре инфракрасных гониометра электронно-оптического модуля определяют отклонение ракеты относительно линии визирования цели и на основе этого рассогласования ЭВМ фор-

мирует команды, которые с помощью временной модуляции лазерного луча передаются на борт ракеты. При передаче команд энергия лазерного излучения концентрируется в узкий луч, обеспечивающий его проникновение через факел двигателя и прием команд детекторами, размещенными на концах крыльев ракеты.

Второй этап. После выгорания топлива реализуется система наведения по телеориентированному лазерному лучу (тот же луч, но уже без временной модуляции). Два детектора, расположенные в хвостовой части ракеты, принимают лазерное излучение. Бортовая ЭВМ преобразует эти сигналы в команды управления рулями, которые удерживают ее в центре луча до встречи с целью.

Наведение на наземные бронированные цели осуществляется аналогично.

В иностранной литературе отмечается, что комплекс способен поражать воздушные цели на дальностях от 0,5 до 8 км и высоте около 5 км.

2. МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ ЗЕНИТНЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ

В зависимости от способа реализации методы наведения зенитных управляемых ракет можно разделить на две основные группы:

методы, применяемые в телеуправляемых системах;

методы самонаведения.

Наиболее известными методами первой группы являются: метод трех точек и методы упреждения (с постоянным коэффициентом упреждения, спрямления траектории, последовательных упреждений).

Из второй группы методов наведения можно назвать: метод погони, наведения с постоянным углом упреждения, параллельного сближения и метод пропорционального сближения.

2.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕТОДА НАВЕДЕНИЯ И ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НЕМУ

Понятие о методе наведения телеуправляемых ракет

Пусть в каждый момент времени радиолокационные станции слежения за целью и за ракетой определяют сферические координаты цели $r_ц$, $\varepsilon_ц$, $\beta_ц$ и ракеты $r_р$, $\varepsilon_р$, $\beta_р$. Эти координаты поступают в счетно-решающий прибор (устройство выработки команд) и используются для выработки команд управления.

Для определения ошибки в положении ракеты (параметра управления) необходимо для каждого момента времени задать требуемые координаты зенитной управляемой ракеты как функции координат и параметров движения цели. Эти функции принято называть *уравнениями связи*.

В подразд. 1.2 указывалось, что управление ракетой, как правило, осуществляется по направлению, т. е. в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Понятие о требуемой дальности до ракеты не вводится. Следовательно, для наведения ракеты достаточно задать уравнения связи лишь для

угловых координат ракеты (например, ε и β). Запишем эти уравнения в общем виде:

$$\left.\begin{aligned} \varepsilon_к &= F_1(\varepsilon_ц, r_ц, r_р, \dot{\varepsilon}_ц, \dot{r}_ц, \ldots); \\ \beta_к &= F_2(\beta_ц, r_ц, r_р, \dot{\beta}_ц, \dot{r}_ц, \ldots), \end{aligned}\right\} \qquad (2.1)$$

где $\varepsilon_к$ и $\beta_к$ — требуемые угол места и азимут ракеты;

$\varepsilon_ц$ и $\beta_ц$ — угол места и азимут цели.

Уравнения (2.1) должны обеспечивать встречу ракеты с целью. Для реализации встречи ракеты с целью необходимо и достаточно, чтобы в момент равенства дальностей до цели и ракеты требуемые угловые координаты ракеты были равны угловым координатам цели, т. е. при $r_р = r_ц$ $\varepsilon_к = \varepsilon_ц$ и $\beta_к = \beta_ц$.

Вид уравнений связи, т. е. функций F_1 и F_2, определяет метод наведения ракеты на цель.

Следовательно, **методом наведения** называется заданный закон сближения ракеты с целью, который в зависимости от координат и параметров движения цели определяет требуемое движение ракеты, обеспечивающее попадание ракеты в цель.

Теоретическую траекторию ракеты, определяемую уравнением метода наведения, принято называть *кинематической* или *требуемой траекторией*. Характер этой траектории устанавливается на основе кинематического исследования наведения ракеты на цель, движение которой задано. При кинематическом исследовании ракета принимается за точку, движущуюся под действием определенных сил. Реальная траектория будет отличаться от кинематической из-за воздействия на систему различных внешних возмущений, инерционности ракеты и других элементов системы управления, наличия инструментальных ошибок и т. д. Однако это отличие должно быть в пределах заданной точности наведения ракеты на цель.

Уравнение (2.1) методов наведения телеуправляемых ракет можно записать в другом виде:

$$\left.\begin{aligned} \varepsilon_к &= \varepsilon_ц + A_\varepsilon \Delta r; \\ \beta_к &= \beta_ц + A_\beta \Delta r, \end{aligned}\right\} \qquad (2.2)$$

где A_ε и A_β — параметры метода наведения в соответствующей плоскости управления; параметр A может быть как постоянным в течение всего времени полета ракеты до точки встречи, так и переменным, зависящим в каждый момент времени от координат и параметров движения цели;

Δr — разность наклонных дальностей до цели и ракеты ($\Delta r = r_ц - r_р$).

Уравнения (2.2) удовлетворяют условию встречи ракеты с целью, так как при $\Delta r = 0$ координаты $\varepsilon_к = \varepsilon_ц$ и $\beta_к = \beta_ц$.

Угловое отклонение ракеты от требуемой траектории, т. е. угловая ошибка в положении ракеты, равно:

$$\left.\begin{aligned} \Delta_\varepsilon &= \varepsilon_к - \varepsilon_р; \\ \Delta_\beta &= \beta_к - \beta_р. \end{aligned}\right\} \qquad (2.3)$$

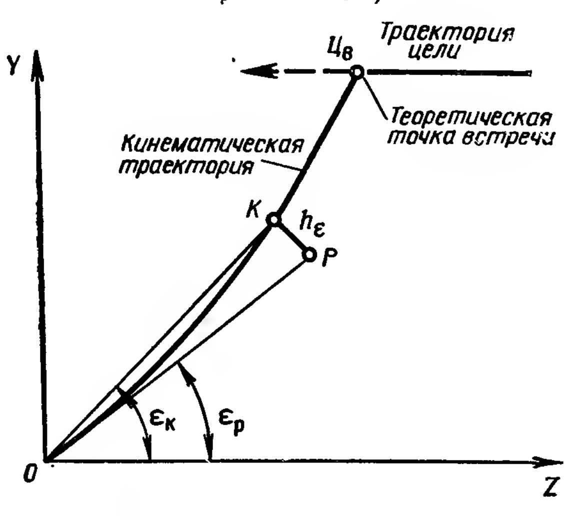


Рис. 2.1. Параметр управления h_ε

Подставляя в формулы (2.3) уравнения связи (2.2), получим:

$$\left.\begin{aligned} \Delta_\varepsilon &= \Delta\varepsilon + A_\varepsilon \Delta r; \\ \Delta_\beta &= \Delta\beta + A_\beta \Delta r, \end{aligned}\right\}$$

где $\Delta\varepsilon = \varepsilon_ц - \varepsilon_р$ и $\Delta\beta = \beta_ц - \beta_р$.

В качестве параметра управления принимается не угловое, а линейное отклонение ракеты от кинематической траектории. Обозначим это отклонение буквой h_ε. Суть параметра управления иллюстрируется на рис. 2.1, на котором точками K и P показаны соответственно требуемое и действительное положения ракеты.

При малых угловых отклонениях:

$$\left.\begin{aligned} h_\varepsilon &= \Delta_\varepsilon r_р = r_р(\Delta\varepsilon + A_\varepsilon \Delta r); \\ h_\beta &= \Delta_\beta r_р = r_р(\Delta\beta + A_\beta \Delta r). \end{aligned}\right\} \qquad (2.4)$$

Для определения параметров управления дальность до ракеты может приближенно задаваться временной функцией, вводимой в устройство выработки команд с помощью

программного механизма, включаемого в момент пуска ракеты.

Равенство нулю параметра управления означает нахождение ракеты на требуемой траектории. При отклонении ракеты от кинематической траектории устройство выработки команд пункта наведения должно выработать команды, соответствующие величине параметра рассогласования h_ε и h_β.

Из уравнений (2.4) видно, что при некоторых методах наведения ($A=0$, $A=\text{const}$) для выработки параметра управления на пункте наведения достаточно иметь данные лишь об относительном положении ракеты и цели, т. е. разность их координат.

Необходимо также отметить, что параметр управления может определяться не только в рассмотренных, но и в любых других, как правило, взаимно перпендикулярных плоскостях наведения ракеты.

Понятие о методе наведения самонаводящихся ракет

Положение ракеты относительно цели однозначно определяется расстоянием между ракетой и целью и направлением в пространстве линии ракета — цель. Если движение цели задано, то изменение этих координат во времени однозначно определяет траекторию полета ракеты.

Взаимное перемещение двух точек (ракеты и цели) в одной, например вертикальной, плоскости (рис. 2.2) описывается уравнениями:

$$\left.\begin{aligned} -\dot{D} &= V_ц \cos\eta + V_р \cos\varphi_г; \\ D\dot{\varphi} &= V_ц \sin\eta - V_р \sin\varphi_г, \end{aligned}\right\} \qquad (2.5)$$

где $\dot{D}$ — скорость изменения расстояния ракета — цель;

$\dot{\varphi}$ — угловая скорость линии ракета — цель;

$\varphi_г$ — угол упреждения, т. е. угол между вектором скорости ракеты и линией ракета — цель.

Учитывая, что $\varphi_г=\theta-\varphi$ и $\eta=180°-(\theta_ц-\varphi)$, уравнения (2.5) можно записать в виде:

$$\left.\begin{aligned} \dot{D} &= V_ц \cos(\theta_ц-\varphi) - V_р \cos(\theta-\varphi); \\ D\dot{\varphi} &= V_ц \sin(\theta_ц-\varphi) - V_р \sin(\theta-\varphi). \end{aligned}\right\} \qquad (2.6)$$

Параметры движения цели $V_ц$ и $\theta_ц$, а также скорость ракеты $V_р$ для каждого момента времени следует считать заданными. Неизвестными величинами в уравнениях (2.6) являются D, φ и θ. Следовательно, уравнения (2.6) не определяют однозначно траекторию полета ракеты (неизвестных — три, а уравнений — два).

Чтобы при известных параметрах движения цели и скорости ракеты однозначно задать требуемую траекторию ЗУР, необходимо к уравнениям (2.6) добавить еще одно уравнение, связывающее величины D, φ и θ. Напишем это уравнение в общем виде:

$$f(D,\ \varphi,\ \theta)=0. \qquad (2.7)$$

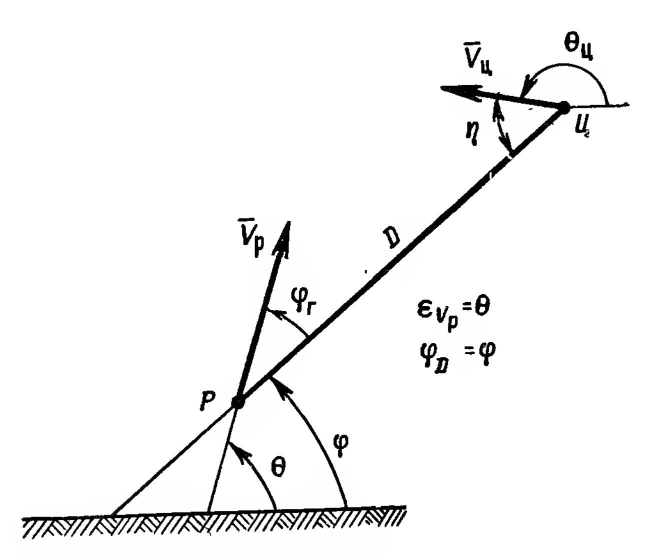


Рис. 2.2. К определению уровней самонаводящейся ЗУР

Вид функции (2.7) определяет метод наведения самонаводящейся ракеты в одной плоскости. Каждому виду этой функции соответствует вполне определенный метод наведения, приводящий движение ракеты в соответствие с движением цели. Так же как и в системах телеуправления, при самонаведении управление полетом ракеты осуществляется лишь по направлению. Поэтому в уравнении метода (2.7) дальность ракета — цель в принципе может быть исключена.

З а д а н и е м е т о д а с а м о н а в е д е н и я, по существу, сводится к определению положения линии ракета — цель относительно вектора скорости или продольной оси ракеты. Угол между вектором скорости ракеты и линией ракета — цель принято называть **углом упреждения** $\varphi_г$, а между продольной осью ракеты и направлением на цель — **углом пеленга** ξ. Угол упреждения (пеленга) может быть задан постоянным или переменным, изменяющимся во времени по вполне определенному закону. Изменение угла упреждения во времени может зависеть от кинематических параметров движения.

Условие реализации данной группы методов наведения, т. е. встречи ракеты с целью не удается сформулировать просто, как это было сделано для методов телеуправления.

Для обеспечения встречи ракеты с целью необходимо, чтобы производная по времени от дальности между ракетой и целью была всегда отрицательной, а в момент встречи изменяла знак на противоположный. Однако данное условие является необходимым, но недостаточным, и это создает определенные трудности в анализе методов самонаведения.

Для различных методов самонаведения уравнение (2.7) имеет следующий вид:

для метода погони

$$\theta - \varphi = 0,$$

для метода наведения с постоянным углом упреждения

$$\theta - \varphi = \varphi_{г_0} = \text{const},$$

где $\varphi_{г_0}$ — заданный угол упреждения;

для метода параллельного сближения

$$\varphi = \varphi_0,$$

где φ_0 — угол места (азимут) линии ракета—цель в момент начала самонаведения;

для метода пропорционального сближения

$$\dot{\theta} = k\dot{\varphi},$$

где $\dot{\theta}$ — угловая скорость поворота вектора скорости ракеты;
$\dot{\varphi}$ — угловая скорость поворота линии ракета — цель;
k — коэффициент пропорциональности.

Параметр управления (сигнал ошибки) характеризует отклонение движения ракеты от траектории, соответствующей принятому методу наведения. Так как все методы самонаведения основаны на измерении углового положения или угловой скорости линии ракета — цель, то *сигналом ошибки* является разность заданного и измеренного значений угла или угловой скорости.

Основные требования к методам наведения

Выбор метода наведения зенитной управляемой ракеты должен производиться с учетом ряда требований. Рассмотрим основные из них.

1. Метод наведения должен обеспечивать наименьшую кривизну кинематической траектории на всех участках полета, и особенно в районе точки встречи.

Зенитная управляемая ракета имеет ограниченную маневренность. В заданных условиях полета и при заданной скорости ракеты минимальный радиус кривизны траекторий, которые способна осуществить ракета, определяют ее располагаемые перегрузки.

Характер кинематической траектории определяют так называемые *потребные кинематические перегрузки* ракеты $n_к$, т. е. перегрузки, которыми должна обладать ракета для полета по этой траектории. Величина кинематических перегрузок при заданных параметрах движения цели и скорости ракеты является функцией метода наведения.

Сравнивая потребные перегрузки с располагаемыми, можно оценить возможность полета ракеты по требуемой траектории, т. е. в конечном счете возможность встречи ракеты с целью в данных условиях стрельбы. Для наведения ракеты на цель с допустимыми ошибками в каждой плоскости управления должно выполняться следующее условие:

$$n_{расп} \geqslant n_к + n_{фл} + n_в + n_W,$$

где $n_{расп}$ — располагаемая перегрузка ракеты;
$n_к$ — потребная перегрузка ракеты для движения по кинематической траектории;
$n_{фл}$ — запас нормальных перегрузок ракеты для отработки случайных (флюктуационных) отклонений от кинематической траектории;
$n_в$ — перегрузка для компенсации силы тяжести ракеты;
n_W — перегрузка для отработки изменения угловой скорости линии ракета — цель за счет продольного ускорения ЗУР (при методах самонаведения).

Таким образом, метод наведения определяет требования к маневренности ракеты, а при заданной маневренности — диапазон высот и параметров движения цели, при котором возможна встреча ракеты с целью.

Если метод наведения приводит к возрастанию кривизны кинематической траектории ракеты по мере ее приближения к цели, то для обеспечения заданных боевых возможностей зенитного ракетного комплекса по высоте потребуется создать более маневренную ракету. Всякое же увеличение маневренности ракеты приводит к возрастанию ее массы и габаритов. Кроме того, кривизна кинематической траектории в районе точки встречи влияет на величину ошибок наведения ракеты на цель. Следовательно, уменьшение кривизны кинематической траектории по мере приближения ракеты к цели — одно из существенных требований к методу наведения.

Спрямление кинематической траектории также приводит к уменьшению пути и полетного времени ракеты до цели, что позволяет улучшить характеристики ракеты и повысить огневую производительность комплекса.

2. Метод наведения должен обеспечивать встречу ракеты с воздушной целью во всем заданном диапазоне скоростей, высот и курсовых параметров ее движения.

Скорость воздушной цели может быть от десятков до тысячи метров в секунду, высота — от десятков метров до двух-трех десятков километров.

Уничтожение воздушных целей зенитными управляемыми ракетами предусматривается в первую очередь при стрельбе навстречу. Однако в ходе отражения воздушного налета не исключены случаи обстрела цели вдогон (маневр цели курсом, занятость ЗРК).

Поэтому выбор метода наведения должен учитывать в соответствии с основным предназначением ЗРК возможный диапазон изменения координат и параметров движения цели, а также случаи стрельбы вдогон.

3. Метод наведения должен обеспечивать требуемую точность сближения ракеты с целью в различных условиях стрельбы.

Необходимо подчеркнуть, что пилотируемая воздушная цель, обнаружив старт ракеты и стремясь уйти от поражения, будет широко использовать противоракетный маневр, т. е. резко изменять параметры своего движения, поэтому при выборе метода наведения особое внимание необходимо обращать на его пригодность для стрельбы по маневрирующей цели. Маневр цели не должен приводить к существенному снижению точности наведения ракеты на цель.

Для учета условий стрельбы (стрельба по низколетящей цели, высотной и скоростной, вдогон и т. д.) метод наведения должен обладать некоторой степенью гибкости, т. е. допускать оптимизацию кинематической траектории за счет изменения некоторого управляемого параметра в уравнениях связи.

4. Метод наведения должен быть достаточно простым в смысле его приборной реализации. Однако это требование всегда подчинено требованиям тактической задачи.

2.2. МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ ТЕЛЕУПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ

Динамическая ошибка метода наведения

Методы наведения телеуправляемых ракет условно можно разделить на методы точного и методы «приближенного» наведения.

Под **методами точного наведения** понимаются такие методы, которые обеспечивают исключение из состава ошибок наведения так называемой динамической ошибки метода наведения (систематической составляющей динамической ошибки).

Методы «приближенного» наведения сами по себе не реагируют на ошибки такого рода и поэтому выбираются таким образом, чтобы существенно снизить их величину в различных условиях стрельбы путем исключения влияния на величину этой ошибки угловых нормальных ускорений цели (спрямления траектории и др.).

Методы «приближенного» наведения более просты в приборной реализации. Они обеспечивают меньший уровень флюктуационных и инструментальных ошибок наведения ракеты на цель. Однако их применение требует ввода в команды управления компенсационных поправок для устранения динамической ошибки метода наведения. Поясним физический смысл этой ошибки.

Кинематическая траектория, по которой должна двигаться ракета при ее сближении с целью, в общем случае криволинейна. К ракете в каждый момент времени должна быть приложена нормальная сила, способная в требуемой степени искривить траекторию. Управляющая сила по своему характеру является аэродинамической. Ее величина пропорциональна углу отклонения рулей, а следовательно, и команде управления. Для формирования команды управления необходима ошибка в положении ракеты относительно кинематической траектории, характеризуемая параметром рассогласования h.

Таким образом, ракета может двигаться по криволинейной траектории только при наличии в каждый момент времени ее ошибки относительно требуемого положения. Чем больше кривизна траектории при заданном коэффициенте усиления разомкнутого контура управления, тем больше должно быть значение ошибки. Следовательно, необходимая величина ошибки $h_д$, обеспечивающая движение ракеты по траектории, соответствующей по кривизне кинематической траектории, определяется, во-первых, значениями нормальных кинематических ускорений ракеты и, во-вторых, значением коэффициента усиления разомкнутого контура управления, устанавливающего связь между нормальным ускорением W_n и линейным отклонением h ракеты.

Если бы коэффициент усиления системы был бесконечно большим, а ее звенья не обладали бы инерционностью, то уже при бесконечно малом смещении ракеты с кинематической траектории была бы выработана и выдана на ракету команда, способная отклонить ее рули на требуемый угол δ. При отклонении рулей возникла бы управляющая сила и, как следствие, требуемое нормальное ускорение ракеты. Действительная траектория ракеты практически совпала бы с кинематической.

Однако в действительности коэффициент усиления контура управления не может быть бесконечным. При малом отклонении ракеты от кинематической траектории будет ма-

ла и величина команды, выдаваемой на ракету. Соответствующее отклонение рулей не создает достаточной нормальной силы, обеспечивающей движение ракеты по кинематической траектории. Ракета будет отходить от кинематической траек-

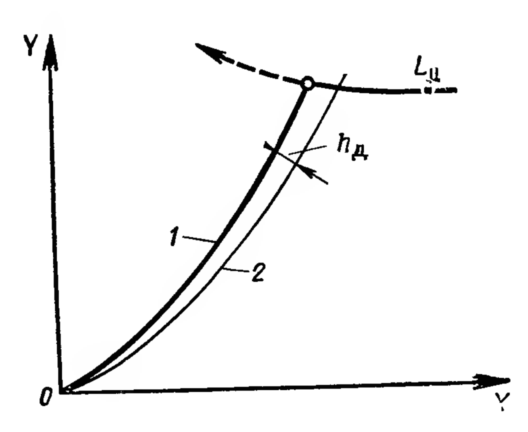


Рис. 2.3. Динамическая ошибка:
1 — кинематическая траектория; *2* — динамическая траектория

тории до тех пор, пока величина рассогласования h будет такой, что выдаваемая на ракету команда прекратит ее дальнейшее отклонение от кинематической траектории.

Таким образом, при криволинейной траектории вследствие того, что команда формируется на основе линейного отклонения ракеты от этой траектории, ракета будет двигаться не по кинематической, а по так называемой **динамической траектории,** смещенной на $h_д$ относительно кинематической в сторону ее выпуклости (рис. 2.3).

Необходимо отметить, что формирование команды управления на основе лишь линейного отклонения ракеты от кинематической траектории недостаточно для устойчивого движения ЗУР. Чтобы наведение было устойчивым, необходимо предвидеть движение ракеты, т. е. формировать команды управления не только на основе величины отклонения h, но и ее производных.

Однако об этом более подробно будет сказано в подразд. 3.3.

Линейное расстояние $h_д$ между равноудаленными от пункта наведения точками кинематической и динамической траекторий называется **динамической ошибкой метода наведения** (систематической динамической ошибкой наведения). Эта ошибка характеризует потребную величину параметра рассогласования, которую необходимо иметь для реализации требуемого движения ракеты.

Если в качестве входной величины контура управления принять нормальное ускорение $W_{к\,n}$, соответствующее движению ракеты по кинематичесой траектории, а в качестве выходной величины — линейное отклонение ракеты от этой траектории $h_д$, то передаточная функция замкнутого контура имеет вид (рис. 2.4):

$$\Phi^*(p) = \frac{h_д(p)}{W_{к\,n}(p)} = \frac{\Phi_{к.з}(p)}{1 + \Phi_{к.у}(p)\,\Phi_{к.з}(p)}\,, \qquad (2.8)$$

где $\Phi_{к.з}(p)$ — передаточная функция кинематического звена;
$\Phi_{к.у}(p)$ — передаточная функция всех последовательно соединенных звеньев контура управления, кроме кинематического звена.

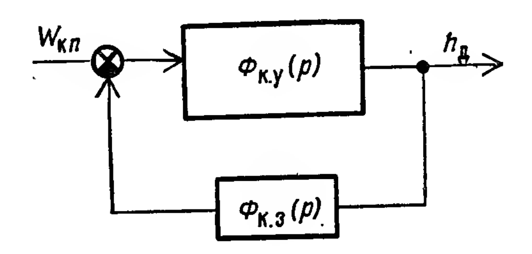


Рис. 2.4. Иллюстрация к формуле (2.8)

Воспользовавшись расчетными соотношениями для оценки точности систем автоматического управления в установившемся режиме [21], можно записать:

$$h_д(t) = C_0 W_{к\,n}(t) + C_1 \frac{dW_{к\,n}(t)}{dt} + C_2 \frac{d^2W_{к\,n}(t)}{dt^2} + \ldots \qquad (2.9)$$

Коэффициенты C_i принято называть **коэффициентами ошибок.**

При обстреле неманеврирующей цели нормальное кинематическое ускорение ракеты меняется медленно и для оценки динамической ошибки в правой части уравнения (2.9) достаточно учесть первое слагаемое. Тогда $h_д \approx C_0 W_{к\,n}$.

Если контур управления без кинематического звена по отношению к входному воздействию $W_{к\,n}$ является статическим (не имеет интегрирующих звеньев), то

$$C_0 = \frac{1}{K_0}\,,$$

где K_0 — коэффициент усиления разомкнутого контура управления, с$^{-2}$.

Итак, при обстреле неманеврирующей цели систематическая составляющая динамической ошибки наведения телеуправляемой ракеты

$$h_д \approx \frac{W_{к\,n}}{K_0}\,. \qquad (2.10)$$

Метод трех точек

Методом трех точек принято называть такой метод наведения, при котором требуемое движение ракеты определяется условием: ракета в течение всего времени полета к цели должна находиться на прямой, соединяющей пункт наведения с целью.

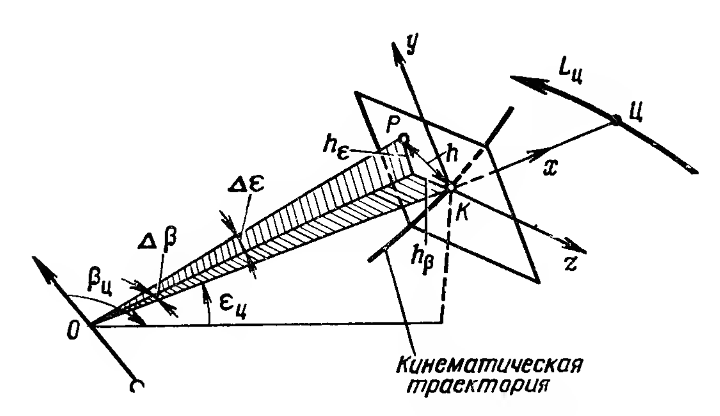


Рис. 2.5. Параметр управления при методе трех точек

Уравнения этого метода:

$$\left.\begin{aligned} \varepsilon_к &= \varepsilon_ц; \\ \beta_к &= \beta_ц, \end{aligned}\right\} \tag{2.11}$$

где $\varepsilon_к$, $\beta_к$ — требуемые угол места и азимут ракеты;

$\varepsilon_ц$, $\beta_ц$ — угол места и азимут цели.

Ошибка в положении ракеты (линейное отклонение ракеты от кинематической траектории) соответственно равна:

$$\left.\begin{aligned} h_\varepsilon &= r_р(\varepsilon_к - \varepsilon_р) = r_р(\varepsilon_ц - \varepsilon_р); \\ h_\beta &= r_р(\beta_к - \beta_р) = r_р(\beta_ц - \beta_р). \end{aligned}\right\} \tag{2.12}$$

При формировании команд управления вместо истинной наклонной дальности до ракеты достаточно использовать некоторую функцию времени, являющуюся аппроксимацией функции $r_р(t)$. Это позволяет осуществлять наведение ракеты на цель при наличии информации о текущих значениях лишь угловых координат ракеты и цели.

Формулы (2.12) также показывают, что для наведения ракеты на цель по методу трех точек нет необходимости в измерении абсолютных значений угловых координат ракеты и цели. Достаточно знать разность этих координат.

На рис. 2.5 для некоторого момента времени t показаны требуемое положение ракеты (точка $К$ на прямой $ОЦ$) и действительное положение ракеты (точка P), а также угловые ошибки в положении ракеты $\Delta\varepsilon$, $\Delta\beta$ и параметры управления: $h_\varepsilon = r_р\Delta\varepsilon$, $h_\beta = r_р\Delta\beta$.

Для графического построения кинематической траектории ракеты достаточно задать движение цели $L_ц(t)$ и иметь данные о скорости ракеты как функции времени $V_р(t)$.

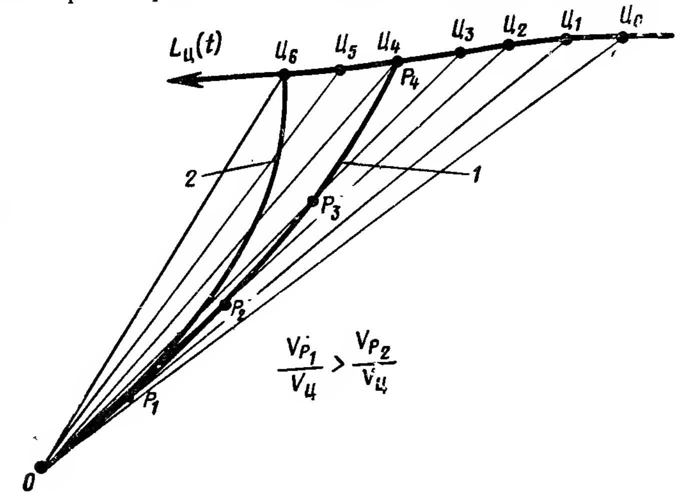


Рис. 2.6. Графическое построение требуемых траекторий *1* и *2* при методе трех точек

Рассмотрим случай построения кинематической траектории ракеты, если цель движется в вертикальной плоскости, проходящей через точку старта ракеты, т. е. управление ракетой осуществляется только по одному каналу.

Пусть в момент старта ракеты цель находится в точке $Ц_0$ (рис. 2.6). Отметим точками $Ц_1$, $Ц_2$, ..., $Ц_6$ положения цели в моменты времени t_1, t_2,..., t_6. Соединим указанные точки с точкой $О$. По определению метода ракета в каждый момент времени должна находиться на прямой, соединяющей точку $О$ с целью: в момент времени t_1 — на прямой $ОЦ_1$, в момент времени t_2 — на прямой $ОЦ_2$ и т. д.

Для нахождения положения ракеты в момент времени t_1 (точка P_1) необходимо из точки $О$ радиусом $\frac{V_0 + V_1}{2} t_1$ сделать засечку на прямой $ОЦ_1$, в момент времени t_2 — засечку из точки P_1 радиусом $\frac{V_1 + V_2}{2}$ $(t_2 - t_1)$ на прямой $ОЦ_2$ и т. д.

При построении кинематической траектории интервал времени следует брать достаточно малым, с тем чтобы иметь основание среднюю скорость ракеты вычислять по формуле $\frac{V_i + V_{i+1}}{2}$.

Соединив полученные точки P_1, P_2, P_3, P_4 плавной кривой, получим кинематическую траекторию ракеты.

Построив требуемые траектории ракеты для различных значений скорости цели (различных отношений $V_р/V_ц$), можно заметить, что кривизна кинематической траектории при методе трех точек для заданного ЗРК в значительной степени зависит от величины скорости цели. Из рис. 2.6 видно, что чем меньше отношение скорости ракеты к скорости цели, тем больше кривизна требуемой траектории.

Проекции нормального ускорения ракеты, движущейся по кинематической траектории, определяются зависимостями (1.19):

$$\left.\begin{aligned} W_{\text{к}\,ny} &= \varkappa\dot{\varepsilon}_{\text{к}} + r_р\left(\ddot{\varepsilon}_{\text{к}} + \dot{\beta}_{\text{к}}^2 \sin\varepsilon_{\text{к}}\cos\varepsilon_{\text{к}}\right);\\ W_{\text{к}\,nz} &= -\varkappa\dot{\beta}_{\text{к}}\cos\varepsilon_{\text{к}} - r_р\left(\ddot{\beta}_{\text{к}}\cos\varepsilon_{\text{к}} - 2\dot{\beta}_{\text{к}}\dot{\varepsilon}_{\text{к}}\sin\varepsilon_{\text{к}}\right), \end{aligned}\right\} \quad (2.13)$$

где $\varkappa = 2\dot{r}_р - r_р\dfrac{\dot{V}_р}{V_р}$.

Из равенства координат [см. формулу (2.11)] следует и равенство производных. Учитывая, что $\varepsilon_{\text{к}} = \varepsilon_ц$, $\beta_{\text{к}} = \beta_ц$, $\dot{\varepsilon}_{\text{к}} = \dot{\varepsilon}_ц$, $\dot{\beta}_{\text{к}} = \dot{\beta}_ц$, $\ddot{\varepsilon}_{\text{к}} = \ddot{\varepsilon}_ц$ и $\ddot{\beta}_{\text{к}} = \ddot{\beta}_ц$, формулы (2.13) могут быть записаны в виде:

$$\left.\begin{aligned} W_{\text{к}\,ny} &= \varkappa\dot{\varepsilon}_ц + r_р\left(\ddot{\varepsilon}_ц + \dot{\beta}_ц^2 \sin\varepsilon_ц\cos\varepsilon_ц\right);\\ W_{\text{к}\,nz} &= -\varkappa\dot{\beta}_ц\cos\varepsilon_ц - r_р\left(\ddot{\beta}_ц\cos\varepsilon_ц - 2\dot{\beta}_ц\dot{\varepsilon}_ц\sin\varepsilon_ц\right). \end{aligned}\right\} \quad (2.14)$$

Из формул (2.14) видно, что нормальные ускорения ракеты являются функцией угловых скоростей ($\dot{\varepsilon}_ц$, $\dot{\beta}_ц$) и угловых ускорений ($\ddot{\varepsilon}_ц$, $\ddot{\beta}_ц$) цели. Характер зависимости первой и второй производных азимута от текущих координат S, P и скорости цели показан на рис. 1.7.

Анализ соотношений (2.14), (1.1), (1.2), (1.5), (1.6) показывает, что нормальные ускорения ракеты, наводимой на цель по методу трех точек, зависят:

1. От координаты S, т. е. величины пути цели до параметра; чем больше дальность стрельбы, тем меньше при заданных значениях $V_ц$, H и P кривизна кинематической траектории; с приближением цели к параметру потребные перегрузки ракеты увеличиваются, резко возрастая при курсовых углах, близких к 90°.

2. От отношения скорости цели к параметру и скорости цели к высоте. Характер этой зависимости более сложный. Однако с увеличением скорости цели при заданных значениях ее параметра и высоты полета нормальные кинематические ускорения возрастают во всех случаях стрельбы. Если при $V_ц = 0$ траектория метода трех точек прямая, то при бóльших скоростях цели она имеет значительную кривизну. Для обстрела скоростной цели потребуется высокоманевренная ракета. Кроме того, полет ракеты по такой траектории будет сопровождаться большими динамическими ошибками, компенсация которых связана с определением производных азимута и угла места цели. Вычисление этих производных всегда сопряжено с появлением флюктуационных ошибок.

Оценка характера изменения нормального кинематического ускорения ракеты по мере приближения ее к цели. Предположим, что цель движется прямолинейно и равномерно в вертикальной плоскости, проходящей через пункт управления зенитным ракетным комплексом.

При этом условии:

$$\left.\begin{aligned} W_{\text{к}\,nz} &= 0;\\ W_{\text{к}\,ny} &= \varkappa\dot{\varepsilon}_ц + r_р\ddot{\varepsilon}_ц. \end{aligned}\right\}$$

Вычислим производную $\dot{W}_{\text{к}ny}$:

$$\frac{dW_{\text{к}\,ny}}{dt} = \frac{d}{dt}\left(\varkappa\dot{\varepsilon}_ц + r_р\ddot{\varepsilon}_ц\right) = \dot{\varkappa}\dot{\varepsilon}_ц + (\varkappa + \dot{r}_р)\ddot{\varepsilon}_ц + r_р\dddot{\varepsilon}_ц. \quad (2.15)$$

Рассмотрим, при каких значениях $\varepsilon_ц$ производная $\dot{W}_{\text{к}\,ny} > 0$, т. е. нормальное кинематическое ускорение возрастает.

При нулевом курсовом параметре цели:

$$\dot{\varepsilon}_ц = \frac{V_ц\sin\varepsilon_ц}{r_ц};$$

$$\ddot{\varepsilon}_ц = \frac{d}{dt}\left(\frac{V_ц\sin\varepsilon_ц}{r_ц}\right) = V_ц\frac{\dot{\varepsilon}_ц\cos\varepsilon_ц r_ц - \sin\varepsilon_ц\dot{r}_ц}{r_ц^2}. \quad (2.16)$$

Учитывая, что при стрельбе навстречу $\dot{r}_ц = -V_ц\cos\varepsilon_ц$, и подставляя в формулу (2.16) значения $\dot{\varepsilon}_ц$ и $\dot{r}_ц$, получим

$$\ddot{\varepsilon}_ц = V_ц\frac{V_ц\sin\varepsilon_ц\cos\varepsilon_ц + V_ц\sin\varepsilon_ц\cos\varepsilon_ц}{r_ц^2} = \left(\frac{V_ц}{r_ц}\right)^2\sin 2\varepsilon_ц.$$

Вычислим также $\dddot{\varepsilon}_ц$:

$$\dddot{\varepsilon}_ц = V_ц^2\frac{d}{dt}\left(\sin\frac{2\varepsilon_ц}{r_ц^2}\right) = V_ц^2\frac{\dot{\varepsilon}_ц\cos 2\varepsilon_ц r_ц^2 - 2r_ц\dot{r}_ц\sin 2\varepsilon_ц}{r_ц^4} =$$

$$= \frac{V_ц^2}{r_ц^3}\left(V_ц\sin\varepsilon_ц\cos 2\varepsilon_ц + 2V_ц\cos\varepsilon_ц\sin 2\varepsilon_ц\right) =$$

$$= \left(\frac{V_ц}{r_ц}\right)^3\left(\sin\varepsilon_ц\cos 2\varepsilon_ц + 2\cos\varepsilon_ц\sin 2\varepsilon_ц\right).$$

Определим знаки составляющих правой части зависимости (2.15):

$$\dot{\varepsilon}_ц = \frac{V_ц \sin\varepsilon_ц}{r_ц} > 0 \text{ при } 0 < \varepsilon_ц < 180°;$$

$$\ddot{\varepsilon}_ц = \left(\frac{V_ц}{r_ц}\right)^2 \sin 2\varepsilon_ц > 0 \text{ при } 0 < \varepsilon_ц < 90°.$$

Величина $\dddot{\varepsilon}_ц$ при изменении угла места цели $\varepsilon_ц$ от 0 до 90° сначала положительна, затем при некотором значении $\varepsilon_ц = \varepsilon_{ц1}$ становится равной нулю и с возрастанием этого угла меняет знак на отрицательный. Приравняв к нулю $\dddot{\varepsilon}_ц$, вычислим значение угла $\varepsilon_{ц1}$:

$$\sin\varepsilon_{ц1}\cos 2\varepsilon_{ц1} + 2\cos\varepsilon_{ц1}\sin 2\varepsilon_{ц1} = 0;$$

$$\sin\varepsilon_{ц1}(\cos^2\varepsilon_{ц1} - \sin^2\varepsilon_{ц1}) + 4\cos^2\varepsilon_{ц1}\sin\varepsilon_{ц1} = 0;$$

$$-\sin^3\varepsilon_{ц1} + 5\sin\varepsilon_{ц1}\cos^2\varepsilon_{ц1} = 0;$$

$$\sin^2\varepsilon_{ц1} = 5\cos^2\varepsilon_{ц1};$$

$$\varepsilon_{ц1} = 66°.$$

Следовательно, $\dddot{\varepsilon}_ц > 0$ при $0 < \varepsilon_ц < 66°$.

Знаки параметра $\varkappa$ и его производной зависят от величины и знака продольного ускорения $\dot{V}_р$. Полагая $\dot{r}_р \approx V_р$ и $\ddot{r}_р \approx \dot{V}_р$, можно написать, что:

$$\varkappa = 2\dot{r}_р - r_р \frac{\dot{V}_р}{V_р} \approx 2V_р - r_р \frac{\dot{V}_р}{V_р};$$

$$\dot{\varkappa} = \dot{V}_р + r_р \left(\frac{\dot{V}_р}{V_р}\right)^2 - r_р \frac{\ddot{V}}{V_р}.$$

Анализ показывает, что в течение всего времени полета ракеты до точки встречи параметр $\varkappa$ больше нуля, а его производная $\dot{\varkappa}$ положительна при $\dot{V}_р > 0$.

Итак, при $\varepsilon_ц \leqslant 66°$ все слагаемые правой части равенства (2.15) положительны. При углах $66° < \varepsilon_ц < 90°$ первое и второе слагаемые положительны, а третье — отрицательно.

Из этого следует, что при стрельбе навстречу, т. е. обстреле целей, приближающихся к комплексу, нормальное кинематическое ускорение растет по мере сближения ракеты с целью. При этом возрастают требования к маневренности ракеты, а систематическая составляющая динамической ошибки наведения достигает максимального значения в районе точки встречи.

Возможность точной компенсации систематической составляющей динамической ошибки наведения.

Из уравнений (1.22) имеем:

$$\ddot{\varepsilon}_ц + \dot{\beta}_ц \sin\varepsilon_ц \cos\varepsilon_ц = \frac{1}{r_ц}(W_{ц\,ny} - 2\dot{r}_ц\dot{\varepsilon}_ц);$$

$$-(\ddot{\beta}_ц \cos\varepsilon_ц - 2\dot{\varepsilon}_ц\dot{\beta}_ц \sin\varepsilon_ц) = \frac{1}{r_ц}(W_{ц\,nz} + 2\dot{r}_ц\dot{\beta}_ц\cos\varepsilon_ц).$$

Совместно решив уравнения (2.14) и (1.22), получим:

$$W_{к\,ny} = \varkappa\dot{\varepsilon}_ц + \frac{r_р}{r_ц}(W_{ц\,ny} - 2\dot{r}_ц\dot{\varepsilon}_ц);$$

$$W_{к\,nz} = -\varkappa\dot{\beta}_ц\cos\varepsilon_ц + \frac{r_р}{r_ц}(W_{ц\,nz} + 2\dot{r}_ц\dot{\beta}_ц\cos\varepsilon_ц).$$

В районе точки встречи $r_р = r_ц$. Тогда:

$$\left.\begin{aligned} W_{к\,ny} &= W_{ц\,ny} + (\varkappa - 2\dot{r}_ц)\dot{\varepsilon}_ц; \\ W_{к\,nz} &= W_{ц\,nz} - (\varkappa - 2\dot{r}_ц)\dot{\beta}_ц\cos\varepsilon_ц. \end{aligned}\right\} \quad (2.17)$$

Для того чтобы совместить динамическую траекторию с кинематической, т. е. устранить ошибку, необходимо в состав команды управления ракетой ввести компенсационную поправку, равную динамической ошибке наведения, но с обратным знаком.

Формулы (2.17) указывают на большую зависимость потребных нормальных ускорений ракеты, а следовательно, и динамических ошибок наведения от ускорений воздушной цели. Наличие в составе динамической ошибки составляющих $W_{ц\,ny}$ и $W_{ц\,nz}$, зависящих от угловых ускорений цели, затрудняет определение компенсационной поправки. Существующие системы сопровождения обычно являются системами с астатизмом первого порядка и не позволяют измерить угловые ускорения с достаточной точностью. Создание систем с астатизмом второго порядка связано с решением целого ряда проблем.

При $W_{ц\,n} = 0$ наибольший вес в уравнениях (2.17) имеют первые слагаемые. Это позволяет приближенно вычислить сигнал компенсации динамической ошибки, используя соотношения:

$$\left.\begin{aligned} h_{д\varepsilon} &= \frac{\varkappa}{K_0}\dot{\varepsilon}_ц; \\ h_{д\beta} &= \frac{\varkappa}{K_0}\dot{\beta}_ц\cos\varepsilon_ц. \end{aligned}\right\}$$

Параметр $\varkappa$ для заданной ракеты можно считать известной функцией времени. Следовательно, для приближенной компенсации динамической ошибки наведения достаточно иметь данные о первых производных угловых координат цели и реализуемом значении коэффициента усиления разомкнутого контура управления.

Возрастание нормальных кинематических ускорений ракеты по мере ее сближения с целью и их большая зависимость от угловых ускорений цели — существенный недостаток метода трех точек, ограничивающий его применение.

Применение метода. Метод трех точек достаточно прост в приборной реализации и обеспечивает требуемые точности наведения ракеты на цель в условиях стрельбы, при которых кривизна кинематической траектории ЗУР незначительна. Такие условия характерны: при стрельбе по целям, имеющим небольшую скорость; при уничтожении целей, пикирующих на ЗРК, и др.

Применение метода трех точек целесообразно при срыве сопровождения цели по дальности и при теленаведении по лучу, т. е. в условиях, когда реализация других методов наведения затруднительна или невозможна.

Метод спрямления (метод «С»)

Выбор параметров A_ε и A_β [см. формулу (2.2)] определяет уравнение метода и форму кинематической траектории. К их выбору можно предъявить различные требования, задав их постоянными коэффициентами или функциями времени, зависящими от параметров движения цели.

Метод наведения при параметрах A_ε и $A_\beta = \text{const}$ (но не равных нулю) условимся называть методом спрямления.

Уравнения метода:

$$\left.\begin{aligned} \varepsilon_к &= \varepsilon_ц + C_1 \Delta r; \\ \beta_к &= \beta_ц + C_2 \Delta r. \end{aligned}\right\} \qquad (2.18)$$

Продифференцировав уравнения (2.18) по времени, получим:

$$\left.\begin{aligned} \dot\varepsilon_к &= \dot\varepsilon_ц + C_1 \Delta \dot r; \\ \dot\beta_к &= \dot\beta_ц + C_2 \Delta \dot r. \end{aligned}\right\}$$

При сближении ракеты с целью значение $\Delta\dot r$ всегда отрицательно. Следовательно, для уменьшения значений $\dot\varepsilon_к$ и $\dot\beta_к$ по сравнению с угловыми скоростями цели знаки коэффициентов C_1 и C_2 должны совпадать со знаками величин $\dot\varepsilon_ц$ и $\dot\beta_ц$. Это означает, что упреждения ракеты задаются по направлению движения цели.

При задании параметра метода наведения постоянным нельзя уменьшить величину нормального ускорения ракеты для всех возможных параметров движения цели и координат точки встречи. Так, например, если цель движется в вертикальной плоскости, проходящей через точку старта ракеты, то

$$\dot\varepsilon_ц = \frac{V_ц \sin \varepsilon_ц}{r_ц}$$

и, следовательно,

$$\dot\varepsilon_к = \frac{V_ц \sin \varepsilon_ц}{r_ц} + C_1 \Delta \dot r.$$

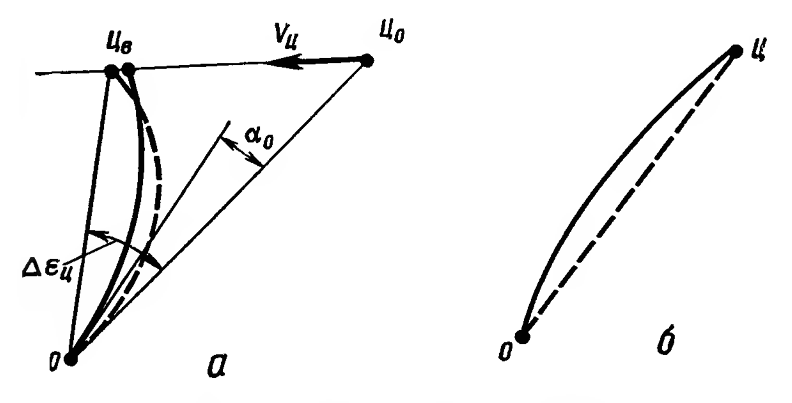


Рис. 2.7. Вид траектории метода спрямления

Выбором коэффициента C_1 можно обеспечить $\dot\varepsilon_к = 0$ для некоторых заданных значений $V_{ц1}$, $\varepsilon_{ц1}$ и $r_{ц1}$:

$$C_1 = -\frac{V_{ц1} \sin \varepsilon_{ц1}}{r_{ц1} \Delta \dot r}.$$

При отклонении условий стрельбы от заданных кинематическая траектория будет искривляться. При параметрах цели $V_{ц1}$, $\varepsilon_{ц1}$ и $\beta_{ц1}$ потребные нормальные ускорения ракеты меняют свой знак.

Характер кинематической траектории при $A_1 = \text{const}$ показан на рис. 2.7, *а*. При обстреле скоростной цели кривизна кинематической траектории метода спрямления (сплошная кривая на рис. 2.7, *а*) меньше кривизны траектории метода трех точек (пунктирная кривая). Это очевидно, так как в первом случае угловое перемещение ракеты равно угловому перемещению цели $\Delta\varepsilon_ц$, а во втором случае оно меньше $\Delta\varepsilon_ц$ на величину начального упреждения α_0. Кроме того, при методе спрямления встреча ракеты с целью произойдет раньше, так как полетное время до точки встречи будет меньше. На рис. 2.7, *б* показан характер траекторий метода спрямления (сплошная линия) и метода трех точек (пунктирная прямая) при обстреле неподвижной цели.

Параметр управления (линейное отклонение ракеты от кинематической траектории) определяется по формулам:

$$\left.\begin{aligned} h_\varepsilon &= r_\text{р}(\varepsilon_\text{к}-\varepsilon_\text{р}) = r_\text{р}(\Delta\varepsilon + C_1\Delta r);\\ h_\beta &= r_\text{р}(\beta_\text{к}-\beta_\text{р}) = r_\text{р}(\Delta\beta + C_2\Delta r), \end{aligned}\right\} \quad (2.19)$$

где $\Delta\varepsilon=\varepsilon_\text{ц}-\varepsilon_\text{р}$ и $\Delta\beta=\beta_\text{ц}-\beta_\text{р}$.

Из формул (2.19) видно, что при наведении ракеты на цель по методу спрямления для формирования команд управления необходимо знать наклонные дальности и относительные угловые координаты цели и ракеты.

Оценка нормальных кинематических ускорений ракеты в районе точки встречи. Подставив в зависимости (2.13) требуемые значения угловых координат ракеты (2.18), их первые и вторые производные и учитывая, что в точке встречи $r_\text{р}=r_\text{ц}$, $\varepsilon_\text{р}=\varepsilon_\text{ц}$ и $\beta_\text{р}=\beta_\text{ц}$, получим:

$$\left.\begin{aligned} W_{\text{к}\,ny} &= \varkappa(\dot\varepsilon_\text{ц} + C_1\Delta\dot r) + r_\text{ц}[\ddot\varepsilon_\text{ц} + C_1\Delta\ddot r +\\ &\quad + (\dot\beta_\text{ц} + C_2\Delta\dot r)^2 \sin\varepsilon_\text{ц}\cos\varepsilon_\text{ц}];\\ W_{\text{к}\,nz} &= -\varkappa(\dot\beta_\text{ц} + C_2\Delta\dot r)\cos\varepsilon_\text{ц} - r_\text{ц}[(\ddot\beta_\text{ц} + C_2\Delta\ddot r)\times\\ &\quad \times\cos\varepsilon_\text{ц} - 2(\dot\varepsilon_\text{ц} + C_1\Delta\dot r)(\dot\beta_\text{ц} + C_2\Delta\dot r)\sin\varepsilon_\text{ц}] \end{aligned}\right\}$$

или

$$\left.\begin{aligned} W_{\text{к}\,ny} &= \varkappa(\dot\varepsilon_\text{ц} + C_1\Delta\dot r) + r_\text{ц}(\ddot\varepsilon_\text{ц} + \dot\beta_\text{ц}^2\sin\varepsilon_\text{ц}\cos\varepsilon_\text{ц}) +\\ &+ r_\text{ц}[C_1\Delta\ddot r + 2\dot\beta_\text{ц}C_2\Delta\dot r\sin\varepsilon_\text{ц}\cos\varepsilon_\text{ц} + (C_2\Delta\dot r)^2\sin\varepsilon_\text{ц}\cos\varepsilon_\text{ц}];\\ W_{\text{к}\,nz} &= -\varkappa(\dot\beta_\text{ц} + C_2\Delta\dot r)\cos\varepsilon_\text{ц} - r_\text{ц}(\ddot\beta_\text{ц}\cos\varepsilon_\text{ц} -\\ &- 2\dot\varepsilon_\text{ц}\dot\beta_\text{ц}\sin\varepsilon_\text{ц}) - r_\text{ц}(C_2\Delta\ddot r\cos\varepsilon_\text{ц} - 2\dot\varepsilon_\text{ц}C_2\Delta\dot r\sin\varepsilon_\text{ц} -\\ &- 2C_2\Delta\dot r^2 C_1\sin\varepsilon_\text{ц} - 2C_1\Delta\dot r\dot\beta_\text{ц}\sin\varepsilon_\text{ц}). \end{aligned}\right\}$$

Учитывая, что:

$$r_\text{ц}(\ddot\varepsilon_\text{ц} + \dot\beta_\text{ц}^2\sin\varepsilon_\text{ц}\cos\varepsilon_\text{ц}) = W_{\text{ц}\,ny} - 2\dot r_\text{ц}\dot\varepsilon_\text{ц};$$

$$-r_\text{ц}(\ddot\beta_\text{ц}\cos\varepsilon_\text{ц} - 2\dot\varepsilon_\text{ц}\dot\beta_\text{ц}\sin\varepsilon_\text{ц}) = W_{\text{ц}\,nz} + 2\dot r_\text{ц}\dot\beta_\text{ц}\cos\varepsilon_\text{ц},$$

имеем:

$$\left.\begin{aligned} W_{\text{к}\,ny} &= W_{\text{ц}\,ny} + (\varkappa - 2\dot r_\text{ц})\dot\varepsilon_\text{ц} + C_1(\varkappa\Delta\dot r + r_\text{ц}\Delta\ddot r) +\\ &\quad + C_2\Delta\dot r r_\text{ц}\left(\dot\beta_\text{ц} + \frac{C_2\Delta\dot r}{2}\right)\sin 2\varepsilon_\text{ц};\\ W_{\text{к}\,nz} &= W_{\text{ц}\,nz} - (\varkappa - 2\dot r_\text{ц})\dot\beta_\text{ц}\cos\varepsilon_\text{ц} - C_2(\varkappa\Delta\dot r + r_\text{ц}\Delta\ddot r)\times\\ &\quad \times\cos\varepsilon_\text{ц} + 2r_\text{ц}C_1\Delta\dot r\left(\dot\beta_\text{ц} + \frac{C_2}{C_1}\dot\varepsilon_\text{ц} + C_2\Delta\dot r\right)\sin\varepsilon_\text{ц}. \end{aligned}\right\} \quad (2.20)$$

Произведем анализ соотношений (2.20), определяющих нормальные кинематические ускорения ракеты в районе точ-

ки встречи. Для сравнения напишем аналогичные уравнения метода трех точек:

$$\left.\begin{aligned} W_{\text{к}\,ny} &= W_{\text{ц}\,ny} + (\varkappa - 2\dot r_\text{ц})\dot\varepsilon_\text{ц};\\ W_{\text{к}\,nz} &= W_{\text{ц}\,nz} - (\varkappa - 2\dot r_\text{ц})\dot\beta_\text{ц}\cos\varepsilon_\text{ц}. \end{aligned}\right\} \quad (2.21)$$

Сравнение зависимостей (2.20) и (2.21) показывает, что нормальные кинематические ускорения ракеты при наведении на цель по методу спрямления отличаются от соответствующих ускорений ракеты при методе трех точек последними двумя слагаемыми.

Так как знаки коэффициентов C_1 и C_2 противоположны знакам угловых скоростей цели, то третьи слагаемые в зависимостях (2.20) всегда вычитаются из вторых слагаемых. Величина четвертых слагаемых сравнительно мала.

Таким образом, при больших значениях $\dot\varepsilon_\text{ц}$ и $\dot\beta_\text{ц}$ нормальное ускорение ракеты при наведении ее на цель по методу спрямления меньше нормального ускорения ракеты, наводимой на цель по методу трех точек. При малых же значениях $\dot\varepsilon_\text{ц}$ и $\dot\beta_\text{ц}$ определяющим членом уравнения (2.20) является третье слагаемое. Следовательно, нормальные кинематические ускорения ракеты при методе спрямления больше, чем при методе трех точек.

Существенным недостатком метода спрямления, так же как и метода трех точек, является значительная зависимость нормального ускорения, а следовательно, и точности наведения ракеты от угловых ускорений цели [первых слагаемых соотношений (2.20)]. Метод может применяться для решения частных задач.

Методы полного и половинного спрямления траектории

При обстреле целей наибольший интерес представляют нормальные ускорения и динамические ошибки наведения непосредственно в районе встречи ракеты с целью. Выбором параметров метода A_ε и A_β можно свести к нулю угловую скорость радиуса-вектора текущей точки кинематической траектории в районе встречи, не предъявляя особых требований к ее величине на других участках кинематической траектории. Это означает, что в районе точки встречи ракеты с целью кинематическая траектория будет касательной к линии визирования цели.

Итак, наложим на движение ракеты в точке встречи с целью следующие условия:

$$\left.\begin{aligned} \dot\varepsilon_\text{к} &= 0;\\ \dot\beta_\text{к} &= 0. \end{aligned}\right\}$$

При этом условии определим параметры метода наведения A_ε и A_β.

Считая эти параметры в уравнении (2.2) переменными, найдем значение первых производных требуемых угловых координат ракеты:

$$\left.\begin{aligned}\dot{\varepsilon}_к &= \dot{\varepsilon}_ц + \dot{A}_\varepsilon \Delta r + A_\varepsilon \Delta \dot{r};\\ \dot{\beta}_к &= \dot{\beta}_ц + \dot{A}_\beta \Delta r + A_\beta \Delta \dot{r}.\end{aligned}\right\}$$

При $\dot{\varepsilon}_к = 0$, $\dot{\beta}_к = 0$ и $\Delta r = 0$ получим:

$$\left.\begin{aligned}A_\varepsilon &= -\frac{\dot{\varepsilon}_ц}{\Delta \dot{r}};\\ A_\beta &= -\frac{\dot{\beta}_ц}{\Delta \dot{r}}.\end{aligned}\right\}$$

Введем в выражение параметров наведения постоянный коэффициент m:

$$\left.\begin{aligned}A_\varepsilon &= -m\frac{\dot{\varepsilon}_ц}{\Delta \dot{r}};\\ A_\beta &= -m\frac{\dot{\beta}_ц}{\Delta \dot{r}}.\end{aligned}\right\}$$

При данных параметрах метода наведения уравнения методов будут иметь вид:

$$\left.\begin{aligned}\varepsilon_к &= \varepsilon_ц - m\frac{\dot{\varepsilon}_ц}{\Delta \dot{r}}\Delta r;\\ \beta_к &= \beta_ц - m\frac{\dot{\beta}_ц}{\Delta \dot{r}}\Delta r.\end{aligned}\right\} \qquad (2.22)$$

Для **метода полного спрямления** траектории в районе точки встречи $m=1$. Метод упреждения при $m=1/2$ принято называть **методом половинного спрямления** траектории в районе точки встречи.

Так как $\Delta \dot{r} < 0$, то по абсолютной величине $\varepsilon_к$ и $\beta_к$ всегда больше соответственно $\varepsilon_ц$ и $\beta_ц$. Это означает, что упреждение вводится по направлению полета цели.

Составляющие параметра управления, т. е. линейного отклонения ракеты от кинематической траектории, равны:

$$\left.\begin{aligned}h_\varepsilon &= r_р\left(\Delta\varepsilon - m\frac{\dot{\varepsilon}_ц}{\Delta \dot{r}}\Delta r\right);\\ h_\beta &= r_р\left(\Delta\beta - m\frac{\dot{\beta}_ц}{\Delta \dot{r}}\Delta r\right),\end{aligned}\right\} \qquad (2.23)$$

где $\Delta\varepsilon = \varepsilon_ц - \varepsilon_р$ и $\Delta\beta = \beta_ц - \beta_р$.

На рис. 2.8 для некоторого момента времени t показано требуемое (точка K) и действительное (точка P) положения ракеты, величины $m\frac{\dot{\varepsilon}_ц}{\Delta \dot{r}}\Delta r$ и $m\frac{\dot{\beta}_ц}{\Delta \dot{r}}\Delta r$, определяющие угловое упреждение точки K относительно линии визирования цели и параметр управления в соответствующей плоскости наведения $(h_\varepsilon$ и $h_\beta)$.

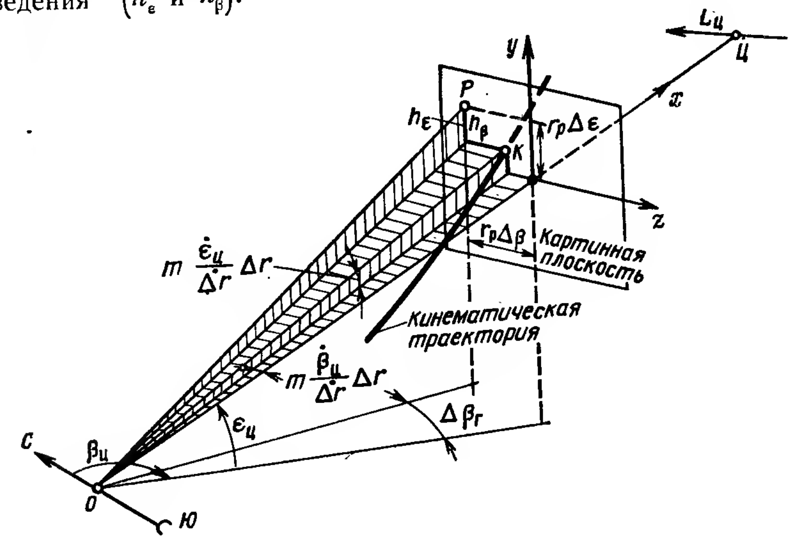


Рис. 2.8. Составляющие уравнений (2.23)

Если бы параметр управления был равен нулю, то точка P совпала бы с точкой K, т. е. разность измеренных координат ракеты и цели была бы равна требуемому угловому упреждению ракеты.

Пример. Определить угловое упреждение требуемого положения ракеты относительно линии визирования цели, если в момент пуска положение цели характеризуется следующими координатами: $H=20$ км, $S=50$ км, $P=0$. Цель летит прямолинейно и равномерно со скоростью $V_ц=0{,}6$ км/с. Скорость ракеты постоянна и равна 1,2 км/с. Ракета наводится по методу полного спрямления траектории в районе точки встречи $(m=1)$. Стрельба навстречу.

Решение.

$$\varepsilon_{упр} = -m\frac{\dot{\varepsilon}_ц}{\Delta \dot{r}}\Delta r,$$

где
$$\dot{\varepsilon}_ц = \frac{\dfrac{V_ц}{H}}{1+\left(\dfrac{S}{H}\right)^2};$$

$$\Delta \dot{r} = \dot{r}_ц - \dot{r}_р \approx -V_ц\cos\varepsilon_ц - V_р = -\left(V_ц\frac{S}{r_ц} + V_р\right);$$

$$\Delta r = r_ц - r_р \approx r_ц - V_р t.$$

Результаты расчета сведены в табл. 2.1.

Таблица 2.1

t, с	S, км	$\dot\varepsilon_ц = \dfrac{\frac{0,6}{20}}{1+\left(\frac{S}{20}\right)^2}$	$r_ц$	$\Delta r = r_ц - 1,2t$	$\Delta\dot r = -\left(V_ц \dfrac{S}{r_ц} + V_р\right)$	$A_\varepsilon = m\dfrac{\dot\varepsilon_ц}{\Delta\dot r}$	$A_\varepsilon \Delta r$, $\dfrac{\text{радиан}}{\text{град}}$
0	50	0,004 14	53,9	53,9	−1,776	0,002 33	$\frac{0,125}{7°10'}$
5	47	0,004 6	51,0	45,0	−1,753	0,002 62	$\frac{0,118}{6°50'}$
10	44	0,005 15	48,3	36,3	−1,746	0,002 95	$\frac{0,107}{6°10'}$
15	41	0,005 78	45,6	27,6	−1,74	0,003 32	$\frac{0,0916}{5°15'}$
20	38	0,00[illegible]	4[illegible],0	19,0	−1,73	0,003 76	$\frac{0,0715}{4°05'}$
25	35	0,007 38	40,3	10,3	−1,722	0,004 28	$\frac{0,044}{2°40'}$
30	32	0,008 43	37,7	1,7	−1,71	0,004 93	$\frac{0,008\,37}{0°20'}$
31	31,4	—	—	—	—	—	$\frac{0}{0}$

Оценка нормального кинематического ускорения ракеты в районе точки встречи. Производные требуемых угловых координат ракеты при $\Delta r=0$:

$$\left.\begin{aligned} \dot\varepsilon_к &= (1-m)\,\dot\varepsilon_ц;\\ \dot\beta_к &= (1-m)\,\dot\beta_ц;\\ \ddot\varepsilon_к &= (1-2m)\,\ddot\varepsilon_ц + m\dot\varepsilon_ц \frac{\Delta\ddot r}{\Delta\dot r};\\ \ddot\beta_к &= (1-2m)\,\ddot\beta_ц + m\dot\beta_ц \frac{\Delta\ddot r}{\Delta\dot r}. \end{aligned}\right\} \tag{2.24}$$

Решив уравнения (2.13), (2.22) и (2.24) и учитывая, что в точке встречи $r_р = r_ц$, $\beta_к=\beta_ц$ и $\varepsilon_к=\varepsilon_ц$, получим:

$$\left.\begin{aligned} W_{к\,ny} &= \varkappa\left[(1-m)\,\dot\varepsilon_ц\right] + r_ц\left[(1-2m)\,\ddot\varepsilon_ц + \right.\\ &\left. + m\dot\varepsilon_ц\frac{\Delta\ddot r}{\Delta\dot r} + (1-m)^2\dot\beta_ц^2 \sin\varepsilon_ц\cos\varepsilon_ц\right];\\ W_{к\,nz} &= -\varkappa(1-m)\,\dot\beta_ц\cos\varepsilon_ц - r_ц\left\{\left[(1-2m)\,\ddot\beta_ц + \right.\right.\\ &\left.\left. + m\dot\beta_ц\frac{\Delta\ddot r}{\Delta\dot r}\right]\cos\varepsilon_ц - 2(1-m)^2\,\dot\varepsilon_ц\dot\beta_ц\sin\varepsilon_ц\right\} \end{aligned}\right\}$$

или

$$\left.\begin{aligned} W_{к\,ny} &= \varkappa(1-m)\,\dot\varepsilon_ц + r_ц\left(m\dot\varepsilon_ц\frac{\Delta\ddot r}{\Delta\dot r} + m^2\dot\beta_ц^2\cos\varepsilon_ц\sin\varepsilon_ц\right) + \\ &+ (1-2m)\,(W_{ц\,ny} - 2\dot r_ц\dot\varepsilon_ц);\\ W_{к\,nz} &= -\varkappa(1-m)\,\dot\beta_ц\cos\varepsilon_ц - r_ц\left(m\dot\beta_ц\frac{\Delta\ddot r}{\Delta\dot r}\cos\varepsilon_ц - \right.\\ &\left. - 2m^2\dot\varepsilon_ц\dot\beta_ц\sin\varepsilon_ц\right) + (1-2m)\,(W_{ц\,nz} + 2\dot r_ц\dot\beta_ц\cos\varepsilon_ц). \end{aligned}\right\} \tag{2.25}$$

Из уравнений (2.25) следуют такие выводы:

1. При $m=1$ нормальные кинематические ускорения ракеты в районе точки встречи не зависят от величины $\varkappa$, т. е. первое слагаемое рассматриваемых уравнений равно нулю. Так как это слагаемое в основном определяет величину ускорений $W_{кny}$ и $W_{кnz}$, то при наведении ракеты на равномерно и прямолинейно летящую цель по методу полного спрямления нормальные перегрузки ракеты в районе точки встречи близки к нулю. Кроме того, отсутствие слагаемого, зависящего от $\varkappa$, обеспечивает плавное изменение потребных нормальных ускорений ракеты при переходе ее с активного участка траектории на пассивный.

Недостатком метода полного спрямления является то, что потребные нормальные ускорения ракеты в значительной сте-

пени зависят от нормальных ускорений цели. Это затрудняет точную компенсацию систематической составляющей динамической ошибки, что приведет к снижению точности стрельбы, особенно по маневрирующим целям.

2. При $m=1/2$ в уравнениях (2.25) исключаются последние слагаемые, зависящие от нормальных ускорений цели.

Нормальные кинематические ускорения в районе точки встречи определяются зависимостями:

$$\left.\begin{aligned} W_{\text{к}\,ny} &= \varkappa \cdot 0{,}5\dot{\varepsilon}_{\text{ц}} + r_{\text{ц}}\left(0{,}5\,\frac{\Delta\ddot{r}}{\Delta\dot{r}}\,\dot{\varepsilon}_{\text{ц}} + 0{,}25\dot{\beta}_{\text{ц}}^{2}\cos\varepsilon_{\text{ц}}\sin\varepsilon_{\text{ц}}\right);\\ W_{\text{к}\,nz} &= -\varkappa \cdot 0{,}5\dot{\beta}_{\text{ц}}\cos\varepsilon_{\text{ц}} - r_{\text{ц}}\left(0{,}5\,\frac{\Delta\ddot{r}}{\Delta\dot{r}}\,\dot{\beta}_{\text{ц}}\cos\varepsilon_{\text{ц}} - 0{,}5\dot{\varepsilon}_{\text{ц}}\dot{\beta}_{\text{ц}}\sin\varepsilon_{\text{ц}}\right). \end{aligned}\right\}$$

Для введения в команды управления компенсационной поправки на систематическую составляющую динамической ошибки нет необходимости в определении вторых производных угловых координат цели. Определение этих производных, как правило, приводит к возрастанию случайных составляющих в сигнале компенсации динамической ошибки, т. е. меры, направленные на уменьшение динамических ошибок, влекут за собой увеличение так называемых флюктуационных ошибок. Следовательно, исключение выбором параметра метода наведения составляющих нормальных кинематических ускорений ракеты в районе точки встречи, зависящих от угловых ускорений цели, позволяет более точно осуществить к о м п е н с а ц и ю д и н а м и ч е с к о й о ш и б к и н а в е д е н и я. Величина этой ошибки примерно в два раза меньше, чем при наведении ракеты по методу трех точек:

$$\left.\begin{aligned} h_{\text{д}\varepsilon} &= 0{,}5\,\frac{\varkappa}{K_0}\,\dot{\varepsilon}_{\text{ц}};\\ h_{\text{д}\beta} &= 0{,}5\,\frac{\varkappa}{K_0}\,\dot{\beta}_{\text{ц}}\cos\varepsilon_{\text{ц}}. \end{aligned}\right\}$$

Кривизна кинематической траектории метода половинного спрямления при обстреле скоростных целей существенно меньше кривизны траектории метода трех точек.

3. Выбором других значений коэффициента m или параметров метода наведения A_ε и A_β в целом можно задать другие формы кинематических траекторий, добиться решения различных частных задач (осуществить подъем траектории ракеты при уничтожении целей на предельно малых высотах и др.).

Возможная область применения методов полного и половинного спрямления траекторий в районе точки встречи определяется их свойствами, рассмотренными выше. Для реализации методов упреждения необходима определенная величина сектора обзора станции наведения ракет. Если эта величина будет меньше требуемого упреждения, то ракета выйдет из сектора обзора и станет неуправляемой.

2.3. МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ САМОНАВОДЯЩИХСЯ РАКЕТ

К оценке методов наведения самонаводящихся ЗУР

Метод самонаведения определяет требуемое направление вектора скорости ракеты относительно линии ракета — цель. По характеру связи все методы самонаведения можно разделить на две подгруппы:

методы с фиксированным положением требуемого направления вектора скорости относительно линии ракета — цель (метод погони, метод постоянного упреждения);

методы с изменяющимся положением требуемого направления вектора скорости относительно линии ракета — цель (метод параллельного сближения и метод пропорционального сближения).

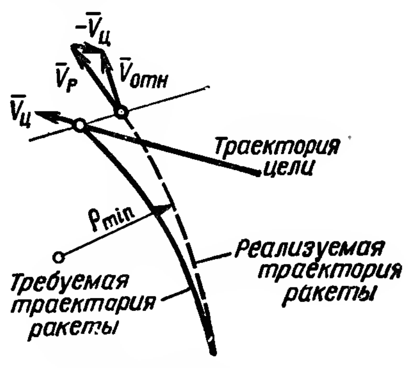


Рис. 2.9. Возникновение промаха ракеты при $n_{\text{расп}}<n_{\text{потр}}$

Т р е б о в а н и я к м е т о д а м н а в е д е н и я определены в подразд. 2.1. Основное из них — обеспечение заданной точности наведения при ограниченных возможностях ракеты по перегрузке и действии на систему управления ряда других факторов.

Схема возникновения промаха ракеты при ограниченной маневренности ЗУР показана на рис. 2.9.

Если располагаемые перегрузки ракеты станут меньше потребных, то ракета сойдет с кинематической траектории и будет двигаться по дуге окружности, радиус которой определяется ее располагаемыми перегрузками. Встречи ракеты с целью не произойдет (величина ошибки будет больше допустимой).

Мгновенный промах ракеты. Система самонаведения перестает действовать на некотором малом расстоянии от цели. Это расстояние определяет величину мертвой зоны самонаведения.

Основными причинами, вызывающими появление мертвой зоны самонаведения, могут быть:

1. Большие угловые скорости линии ракета — цель в районе точки встречи и, как следствие, насыщение следящих систем автоматического сопровождения (АС) цели по угловым координатам; срыв автоматического сопровождения цели может также наступать из-за ограничения максимального угла пеленга цели, следовательно, сопровождение цели возможно, если:

$$\dot{\varphi} < \omega_{max};\ \xi < \xi_{max},$$

где $\dot{\varphi}$ — угловая скорость поворота линии ракета — цель;

ω_{max} — предельное значение угловой скорости сопровождения цели головкой самонаведения;

ξ — текущий угол пеленга цели;

ξ_{max} — предельный угол пеленга цели головки самонаведения.

2. «Ослепление» координатора при малых значениях дальности ракета — цель. Причины этого явления различны и в каждом конкретном случае определяются конструктивными особенностями головок самонаведения.

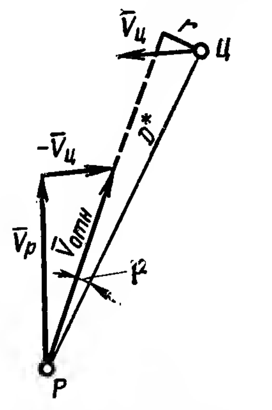


Рис. 2.10. Мгновенный промах ракеты

Итак, при некотором расстоянии D^* (рис. 2.10) между ракетой и целью происходит срыв самонаведения. Величина этого расстояния случайна, так как зависит от большого числа факторов. Она может характеризоваться математическим ожиданием и средней квадратической ошибкой. После прекращения функционирования системы наведения ракета осуществляет неуправляемый полет. Для расчета величины промаха можно предположить, что ракета будет совершать полет с нормальной перегрузкой, соответствующей моменту срыва самонаведения, т. е. по траектории с радиусом кривизны

$$\rho_т = \frac{V_р^2}{n_р g},$$

где $n_р$ — нормальная перегрузка ракеты в момент срыва самонаведения.

Для обычных условий встречи ракеты с целью (значительные скорости $V_р$, ограниченная величина перегрузок $n_{расп}$) радиус кривизны траектории $\rho_т$ равен нескольким километрам. Величина же мертвой зоны относительно невелика (от 50—70 до 300—500 м). Поэтому в пределах мертвой зоны траектория ракеты мало отличается от прямолинейной, а скорость практически остается постоянной.

Если в момент срыва самонаведения вектор скорости ракеты направлен в мгновенную точку встречи (вектор относительной скорости ракеты совпадает с линией ракета — цель), то будет попадание ракеты в цель.

Под **мгновенной точкой встречи** в общем случае понимается точка, в которой произошла бы встреча ракеты с целью, если бы начиная с данного момента времени ракета и цель двигались бы прямолинейно и равномерно. Ошибка в положении вектора скорости $V_р$ относительно мгновенной точки встречи приводит к промаху ракеты. Величина этого промаха r (рис. 2.10) равна

$$r = D^* \sin\mu,$$

где μ — угол между вектором относительной скорости ракеты и линией ракета — цель.

Учитывая, что

$$D^*\dot{\varphi} = V_{отн} \sin\mu,$$

получим

$$r = \frac{D^{*2}\dot{\varphi}}{V_{отн}} \approx \frac{D^{*2}\dot{\varphi}}{\dot{D}}, \qquad (2.26)$$

где

$$V_{отн} = \sqrt{V_р^2 + V_ц^2 - 2V_р V_ц \cos \widehat{V_р V_ц}}.$$

Из формулы (2.26) видно, что величина промаха ракеты, вызванного наличием мертвой зоны управления, пропорциональна угловой скорости линии ракета — цель и радиусу мертвой зоны самонаведения.

Для получения высокой точности наведения необходимо выбором метода наведения угловую скорость $\dot{\varphi}$ в районе встречи ракеты с целью сводить к значению, близкому к нулю.

Время неуправляемого полета ракеты после срыва самонаведения до встречи ракеты с целью равно долям секунды, что практически исключает возможность маневра цели. Поэтому мгновенный промах можно считать равным действительному промаху ракеты.

Погрешность формулы (2.26) из-за криволинейного движения ракеты после срыва самонаведения можно оценить, предположив, что в пределах мертвой зоны ракета движется с постоянным нормальным ускорением W_n. При этом условии поправка к значению промаха равна

$$h_W = \frac{W_n (\Delta t)^2}{2} = \frac{W_n D^{*2}}{2V_{отн}^2},$$

где $\Delta t = D^*/V_{отн}$ — время полета ракеты в пределах мертвой зоны самонаведения.

Метод погони

Методом погони называется такой метод наведения, при котором в каждый момент времени вектор скорости ракеты направлен на цель.

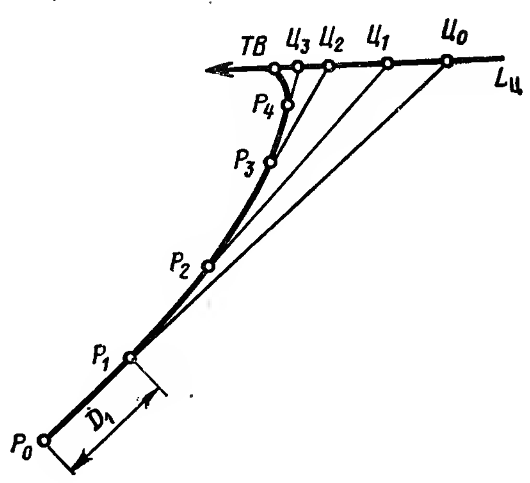


Рис. 2.11. Графическое построение траектории полета ЗУР при методе погони

При наведении ракеты по методу погони управляющий сигнал пропорционален величине угла упреждения (угла между вектором скорости ракеты и линией ракета — цель), который является здесь параметром рассогласования.

Для построения траектории ракеты, наводимой на цель по методу погони, необходимо задать движение цели и знать скорость ракеты как функцию времени в данных условиях полета.

Обозначим точками $Ц_0$ и P_0 (рис. 2.11) положения цели и ракеты в момент начала самонаведения (в момент t_0). Выберем достаточно малый интервал времени Δt и разобьем траекторию цели на отрезки пути, равные $V_ц \Delta t$. Последовательные положения цели на траектории в момент времени t_1, t_2, ... обозначим соответственно $Ц_1$, $Ц_2$, ...; соединим прямой линией точки P_0 и $Ц_0$. Определив отрезок пути D_1, проходимый ракетой за время $\Delta t = t_1 - t_0$, отложим его на прямой $P_0Ц_0$. Положение ракеты в момент времени t_1 характеризует точка P_1. Соединим точки P_1 и $Ц_1$. Определим отрезок пути, проходимый ракетой за время $\Delta t = t_2 - t_1$, и, отложив его на прямой $P_1Ц_1$, найдем точку P_2 и т. д. В районе точки встречи интервалы времени Δt целесообразно уменьшить. Соединив точки P_0, P_1, P_2, ..., получим кинематическую траекторию метода погони.

На рис. 2.11 построение кинематической траектории ракеты сделано для условий прямолинейного и равномерного движения цели при отношении $V_р/V_ц = 2$ и наведении ракеты только в вертикальной плоскости. Из рис. 2.11 видно, что при наведении ракеты по методу погони на быстро движущуюся цель ракета в конце траектории делает разворот и подходит к цели с задней полусферы. Очевидно, возможность такой траектории определяется соотношением потребных и располагаемых перегрузок ракеты.

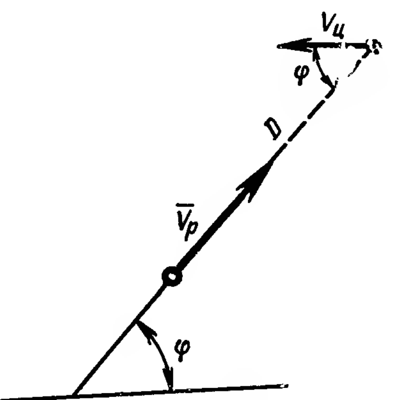


Рис. 2.12. К анализу уравнений метода погони

Для оценки параметров траектории ракеты, используя обозначения, показанные на рис. 2.12, запишем уравнения кинематической траектории метода погони для одной плоскости наведения в виде:

$$\dot{D} = -V_ц \cos\varphi - V_р; \tag{2.27}$$

$$D\dot{\varphi} = V_ц \sin\varphi. \tag{2.28}$$

Разделив зависимость (2.27) на зависимость (2.28), получим

$$\frac{\dot{D}}{D} = -\left(\frac{K_V}{\sin\varphi} + \operatorname{ctg}\varphi\right)\dot{\varphi}, \tag{2.29}$$

где K_V — коэффициент, характеризующий отношение скорости ракеты к скорости цели ($K_V = V_р/V_ц$).

Полагая $K_V = \text{const}$, проинтегрируем уравнение (2.29):

$$\ln D = \frac{K_V}{2} \ln \frac{(1+\cos\varphi)^2}{\sin^2\varphi} - \ln\sin\varphi + \ln C_1$$

или

$$D = C_1 \frac{(1+\cos\varphi)^{K_V}}{(\sin\varphi)^{K_V+1}}, \tag{2.30}$$

где постоянная интегрирования C_1 зависит от начальных значений D_0 и φ_0 и равна

$$C_1 = \frac{D_0(\sin\varphi_0)^{K_V+1}}{(1+\cos\varphi_0)^{K_V}}. \tag{2.31}$$

Уравнение (2.30) устанавливает взаимосвязь дальности ракета — цель (D) и направления линии ракета — цель (φ)

при заданных отношении скорости ракеты к скорости цели и начальных условиях самонаведения.

Для удаляющейся цели это уравнение имеет вид

$$D = C_1 \frac{(\sin\varphi)^{K_V-1}}{(1+\cos\varphi)^{K_V}},$$

где

$$C_1 = \frac{D_0(1+\cos\varphi_0)^{K_V}}{(\sin\varphi_0)^{K_V-1}}.$$

Полагая в формуле (2.30) $D \to 0$, можно определить направление вектора скорости цели в районе точки встречи. Анализ показывает, что встреча ракеты с целью ($D \to 0$) происходит при $\varphi \to \pi$.

Таким образом, при методе погони ракета независимо от начальных условий самонаведения подходит в районе точки встречи к цели с задней полусферы. Траектория ракеты будет прямолинейной только в двух частных случаях — при пуске ракеты точно вдогон цели или точно навстречу цели (неустойчивая траектория). Все остальные траектории являются криволинейными и сходятся к точке «цель» только при $\varphi = \pi$ и только в том случае, если $K_V > 1$.

Вычислим нормальное ускорение ракеты в районе точки встречи, т. е. при $\varphi \to \pi$.

По определению нормального ускорения

$$W_n = V_р \dot{\theta} = V_р \dot{\varphi},$$

а с учетом зависимостей (2.28) и (2.30)

$$W_n = V_р V_ц \frac{\sin\varphi}{D} = V_р V_ц \frac{(\sin\varphi)^{K_V+2}}{C_1(1+\cos\varphi)^{K_V}}. \qquad (2.32)$$

Раскроем по правилу Лопиталя неопределенность

$$\lim_{\varphi\to\pi} \frac{(\sin\varphi)^{K_V+2}}{(1+\cos\varphi)^{K_V}} = \frac{0}{0}$$

для различных отношений скорости ракеты к скорости цели.

1. При $1 < K_V < 2$

$$\lim_{\varphi\to\pi} \frac{(\sin\varphi)^{K_V+2}}{(1+\cos\varphi)^{K_V}} = \frac{K_V+2}{K_V} \lim \frac{(\sin\varphi)^{K_V}\cos\varphi}{(1+\cos\varphi)^{K_V-1}} = \frac{0}{0} =$$

$$= \frac{K_V+2}{K_V(K_V-1)} \lim_{\varphi\to\pi} \frac{K_V(\sin\varphi)^{K_V-2} - (K_V+1)(\sin\varphi)^{K_V}}{(1+\cos\varphi)^{K_V-2}} = \frac{0}{0} =$$

$$= \frac{K_V+2}{K_V(K_V-1)} \left[\lim_{\varphi\to\pi} \frac{K_V(\sin\varphi)^{K_V-2}}{(1+\cos\varphi)^{K_V-2}} - \lim_{\varphi\to\pi} \frac{(K_V+1)(\sin\varphi)^{K_V}}{(1+\cos\varphi)^{K_V-2}} \right].$$

Так как $K_V - 2 < 0$, то

$$\lim_{\varphi\to\pi} \frac{(K_V+1)(\sin\varphi)^{K_V}}{(1+\cos\varphi)^{K_V-2}} = 0.$$

При этом, учитывая, что

$$\lim_{\varphi\to\pi} \frac{\sin\varphi}{1+\cos\varphi} = \frac{0}{0} = \lim_{\varphi\to\pi} \frac{\cos\varphi}{-\sin\varphi} = \infty,$$

окончательно можно написать

$$\lim_{\varphi\to\pi} \frac{(\sin\varphi)^{K_V+2}}{(1+\cos\varphi)^{K_V}} = \frac{K_V+2}{K_V-1} \lim_{\varphi\to\pi} \left(\frac{\sin\varphi}{1+\cos\varphi}\right)^{K_V-2} = 0.$$

2. При $K_V = 2$

$$\lim_{\varphi\to\pi} \frac{(\sin\varphi)^{K_V+2}}{(1+\cos\varphi)^{K_V}} = \lim_{\varphi\to\pi} \frac{\sin^4\varphi}{(1+\cos\varphi)^2} = \frac{0}{0} =$$

$$= \lim_{\varphi\to\pi} \frac{-2\sin^2\varphi\cos\varphi}{1+\cos\varphi} = \frac{0}{0} = \lim_{\varphi\to\pi} \frac{-4\sin\varphi\cos^2\varphi + 2\sin^3\varphi}{-\sin\varphi} =$$

$$= 4\lim_{\varphi\to\pi}\cos^2\varphi - 2\lim_{\varphi\to\pi}\sin^2\varphi = 4.$$

3. При $K_V > 2$

$$\lim_{\varphi\to\pi} \frac{(\sin\varphi)^{K_V+2}}{(1+\cos\varphi)^{K_V}} = -\frac{K_V+2}{K_V} \lim_{\varphi\to\pi} \frac{(\sin\varphi)^{K_V}\cos\varphi}{(1+\cos\varphi)^{K_V-1}} = \frac{0}{0} =$$

$$= \frac{K_V+2}{K_V(K_V-1)} \lim_{\varphi\to\pi} \frac{K_V(\sin\varphi)^{K_V-2}\cos^2\varphi - (\sin\varphi)^{K_V}}{(1+\cos\varphi)^{K_V-2}} =$$

$$= \frac{K_V+2}{K_V(K_V-1)} [\lim A - \lim B],$$

где

$$\lim A = K_V \lim_{\varphi\to\pi} \frac{(\sin\varphi)^{K_V-2}\cos^2\varphi}{(1+\cos\varphi)^{K_V-2}} =$$

$$= K_V \lim_{\varphi\to\pi} \left(\frac{\sin\varphi}{1+\cos\varphi}\right)^{K_V-2} \lim_{\varphi\to\pi}\cos^2\varphi = K_V \cdot \infty \cdot 1 = \infty;$$

$$\lim B = \lim_{\varphi\to\pi} \frac{(\sin\varphi)^{K_V}}{(1+\cos\varphi)^{K_V-2}} = \frac{0}{0} =$$

$$= -\frac{K_V}{K_V-2} \lim_{\varphi\to\pi} \frac{(\sin\varphi)^{K_V-2}\cos\varphi}{(1+\cos\varphi)^{K_V-3}} =$$

$$= \frac{K_V}{K_V-2} \lim_{\varphi\to\pi} \frac{(\sin\varphi)^{K_V-2}}{(1+\cos\varphi)^{K_V-3}} \lim_{\varphi\to\pi}\cos\varphi.$$

Если $2<K_V<3$, то очевидно, что

$$\lim B = -\frac{K_V}{K_V-2}\cdot 0\cdot(-1)=0.$$

Таким образом, при $2<K_V<3$

$$\lim_{\varphi\to\pi}\frac{(\sin\varphi)^{K_V+2}}{(1+\cos\varphi)^{K_V}}=\frac{K_V+2}{K_V(K_V-1)}(\infty-0)=\infty.$$

Можно доказать, что этот предел равен бесконечности для всех значений $K_V>2$.

Итак, нормальное ускорение ракеты, определяемое соотношением (2.32), в районе точки встречи равно:

$$W_n=\begin{cases}0 & \text{при } 1<K_V<2;\\ \dfrac{4V_{\text{р}}V_{\text{ц}}}{C_1} & \text{при } K_V=2;\\ \infty & \text{при } K_V>2,\end{cases}$$

где C_1 — постоянная величина, определяемая соотношением (2.31) при $K_V=2$.

Для оценки характера изменения нормального ускорения ракеты во времени правую и левую части уравнения (2.27) умножим на cos φ, а уравнения (2.28) — на sin φ. Тогда:

$$\dot{D}\cos\varphi=-V_{\text{ц}}\cos^2\varphi-V_{\text{р}}\cos\varphi; \qquad (2.33)$$

$$D\dot{\varphi}\sin\varphi=V_{\text{ц}}\sin^2\varphi. \qquad (2.34)$$

Вычитая зависимость (2.34) из формулы (2.33), получим

$$\dot{D}\cos\varphi-D\dot{\varphi}\sin\varphi=-V_{\text{ц}}-V_{\text{р}}\cos\varphi=$$

$$=-V_{\text{ц}}+V_{\text{р}}\left(\frac{\dot{D}+V_{\text{р}}}{V_{\text{ц}}}\right)=-V_{\text{ц}}+K_V\dot{D}+K_VV_{\text{р}}$$

или

$$\dot{D}(\cos\varphi-K_V)-D\dot{\varphi}\sin\varphi=K_VV_{\text{р}}-V_{\text{ц}}. \qquad (2.35)$$

Решим дифференциальное уравнение (2.35):

$$(\cos\varphi-K_V)\,dD-D\sin\varphi d\varphi=(K_VV_{\text{р}}-V_{\text{ц}})\,dt;$$

$$\int_{D_0}^{D}(\cos\varphi-K_V)\,dD-\int_{\varphi_0}^{\varphi}D\sin\varphi d\varphi=\int_0^t(K_VV_{\text{р}}-V_{\text{ц}})\,dt.$$

Обозначив $\cos\varphi-K_V=u$; $D=v$ и используя формулу интегрирования по частям:

$$uv=\int u\,dv+\int V\,du,$$

получим

$$D(\cos\varphi-K_V)\Big|_{D_0,\varphi_0}^{D,\varphi}=(K_VV_{\text{р}}-V_{\text{ц}})\,t,$$

Тогда

$$(\cos\varphi-K_V)-D_0(\cos\varphi_0-K_V)=(K_VV_{\text{р}}-V_{\text{ц}})\,t,$$

откуда

$$t=\frac{D(\cos\varphi-K_V)-D_0(\cos\varphi_0-K_V)}{K_VV_{\text{р}}-V_{\text{ц}}}. \qquad (2.36)$$

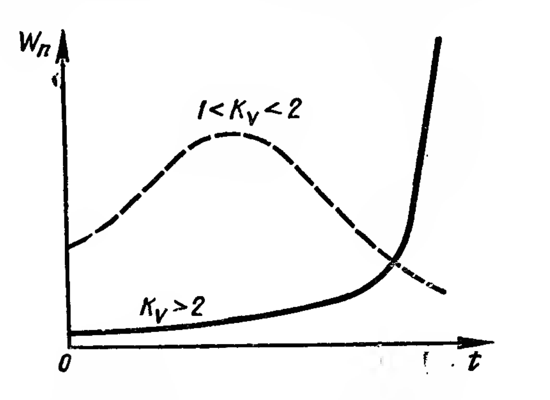


Рис. 2.13. Характер изменения нормального кинематического ускорения ракеты

Зависимости (2.36) и (2.32) позволяют при заданных скорости цели, скорости ракеты и начальных условиях самонаведения ЗУР (значениях D_0 и φ_0) построить график нормального кинематического ускорения ракеты как функции времени.

Методика построения графика сводится к следующему:

начиная с $\varphi=\varphi_0$, выбираются возрастающие значения φ и для каждого из них по формуле (2.30) вычисляется соответствующее значение D;

для каждой пары значений φ и D по соотношению (2.32) рассчитывается величина нормального кинематического ускорения, а по формуле (2.36) — полетное время t;

по рассчитанным значениям W_n и t строится график зависимости нормального кинематического ускорения ракеты от времени (рис. 2.13).

Из графика видно, что потребное нормальное ускорение ракеты при $1<K_V<2$ вначале возрастает, а затем уменьшается, стремясь к нулю в районе точки встречи, а при $K_V\geqslant 2$ монотонно возрастает вдоль траектории, стремясь к величине $4V_{\text{р}}V_{\text{ц}}/C_1$ или бесконечности при отношении скорости ракеты к скорости цели соответственно два и более двух.

Так как при $K_V\geqslant 2$ потребные перегрузки достигают максимума в районе точки встречи, то сход ракеты с траектории из-за ограниченности ее располагаемых перегрузок определит величину промаха ЗУР.

Потребное нормальное ускорение W_n пропорционально произведению скоростей ракеты и цели [см. формулу (2.32)]. Следовательно, для того чтобы отодвинуть по времени момент схода ракеты с траектории, т. е. уменьшить величину промаха, необходимо соответственно уменьшать произведение скоростей ракеты и цели. Поэтому чистый метод погони дает приемлемые по точности наведения результаты лишь при обстреле малоподвижных и неподвижных целей или при стрельбе вдогон (атаках скоростных целей с задней полусферы).

Метод наведения с постоянным углом упреждения

Методом наведения с постоянным углом упреждения называется такой метод, когда требуемое движение ракеты оп-

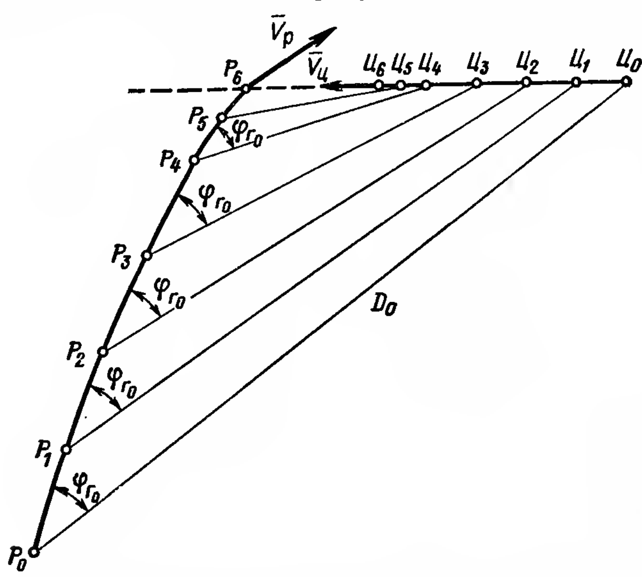


Рис. 2.14. Графическое построение траектории полета ЗУР при методе наведения с постоянным углом упреждения

ределяется условием, при котором в течение всего времени полета ракеты до точки встречи угол между вектором скорости ракеты и линией ракета — цель (угол упреждения) остается постоянным.

Уравнение этого метода в одной плоскости:

$$\theta - \varphi = \varphi_{г_0} = \text{const}.$$

Параметром управления является разность измеренного и заданного значений угла упреждения.

Графическое построение кинематической траектории ракеты выполнено на рис. 2.14. Точки $Ц_0$ и P_0 определяют по-

ложения цели и ракеты в момент начала самонаведения. Траектория цели разбивается на достаточно малые отрезки пути, равные $V_ц \Delta t$. Для нахождения требуемого положения ракеты в момент времени t_1 необходимо соединить точки P_0 и $Ц_0$, построить относительно прямой $P_0 Ц_0$ угол упреждения $\varphi_{г_0}$ и отложить на его стороне отрезок пути, проходимый ракетой за время $\Delta t = t_1 - t_0$:

$$\Delta D_р = V_{р.\,ср}(t_1 - t_0).$$

На рис. 2.14 искомая точка обозначена буквой P_1.

Для нахождения требуемого положения ракеты в момент времени t_2 необходимо соединить прямой точки P_1 и $Ц_1$, затем выполнить аналогичные построения и т. д. В районе точки встречи временной интервал целесообразно уменьшить.

Для оценки параметров траектории ракеты определим условия, при которых состоится встреча ракеты с целью. Рассмотрим случай наведения в одной плоскости при прямолинейном движении цели и $K_V = V_р / V_ц = \text{const}$. С учетом обозначений на рис. 2.2 уравнения движения ракеты при методе наведения с постоянным углом упреждения ($\varphi_г = \varphi_{г_0}$) имеют вид:

$$\dot{D} = -V_ц \cos\varphi - V_р \cos\varphi_{г_0}; \tag{2.37}$$

$$D\dot{\varphi} = V_ц \sin\varphi - V_р \sin\varphi_{г_0}, \tag{2.38}$$

где $\varphi_{г_0} = \theta - \varphi$.

Разделив уравнение (2.37) на уравнение (2.38), получим

$$\frac{\dot{D}}{D} = \frac{-\cos\varphi - K_V \cos\varphi_{г_0}}{\sin\varphi - K_V \sin\varphi_{г_0}}\,\dot{\varphi}. \tag{2.39}$$

Проинтегрируем уравнение (2.39):

$$\int_{D_0}^{D} \frac{dD}{D} = \int_{\varphi_0}^{\varphi} \frac{\cos\varphi\, d\varphi}{-\sin\varphi + K_V \sin\varphi_{г_0}} + \int_{\varphi_0}^{\varphi} \frac{K_V \cos\varphi_{г_0} d\varphi}{-\sin\varphi + K_V \sin\varphi_{г_0}}.$$

Вычислим интегралы:

1. $$\int_{D_0}^{D} \frac{dD}{D} = \ln\frac{D}{D_0}.$$

2. $$-\int_{\varphi_0}^{\varphi} \frac{\cos\varphi\, d\varphi}{\sin\varphi - K_V \sin\varphi_{г_0}} = \ln\frac{\sin\varphi_0 - K_V \sin\varphi_{г_0}}{\sin\varphi - K_V \sin\varphi_{г_0}}.$$

$$3.\qquad -K_V\cos\varphi_{г_0}\int\limits_{\varphi_0}^{\varphi}\frac{d\varphi}{\sin\varphi-K_V\sin\varphi_{г_0}}=\frac{K_V\cos\varphi_{г_0}}{\sqrt{1-K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}}}\times$$

$$\times\left(\ln\frac{1-K_V\sin\varphi_{г_0}\sin\varphi+\cos\varphi\sqrt{1-K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}}}{1-K_V\sin\varphi_{г_0}\sin\varphi_0+\cos\varphi_0\sqrt{1-K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}}}+\right.$$

$$\left.+\ln\frac{\sin\varphi_0-K_V\sin\varphi_{г_0}}{\sin\varphi-K_V\sin\varphi_{г_0}}\right).$$

Такое представление интеграла *3* верно при условии, если

$$K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}<1.$$

В случае если

$$K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}>1,$$

интеграл равен

$$\frac{2}{\sqrt{K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}-1}}\operatorname{arctg}\frac{1-K_V\sin\varphi_{г_0}\operatorname{tg}\frac{\varphi}{2}}{\sqrt{K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}-1}}.$$

Таким образом, траектория ракеты при ее наведении на цель по методу погони с постоянным углом упреждения

при $K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}<1$ определяется уравнением

$$D=D_0\left(\frac{\sin\varphi_0-K_V\sin\varphi_{г_0}}{\sin\varphi-K_V\sin\varphi_{г_0}}\right)^{\frac{K_V\cos\varphi_{г_0}}{\sqrt{1-K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}}}+1}\times$$

$$\times\left(\frac{1-K_V\sin\varphi_{г_0}\sin\varphi+\cos\varphi\sqrt{1-K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}}}{1-K_V\sin\varphi_{г_0}\sin\varphi_0+\cos\varphi_0\sqrt{1-K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}}}\right)^{\frac{K_V\cos\varphi_{г_0}}{\sqrt{1-K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}}}};\qquad(2.40)$$

при $K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}>1$ математически доказывается, что уравнение траектории определяет спираль, описывающую относительно цели бесконечное число витков, т. е. в этом случае рассматриваемый метод практически не обеспечивает встречу ракеты с целью.

Именно к такому случаю и привели начальные условия, заданные при графическом построении кинематической траектории на рис. 2.14.

Если в уравнении (2.40) угол упреждения $\varphi_{г_0}$ предположить равным нулю, то получим уравнение (2.30), характеризующее траекторию ракеты при чистом методе погони.

Скорость ракеты является вполне определенной функцией времени. Уменьшение средней скорости полета ракеты практически нецелесообразно, так как это приводит к снижению боевых возможностей зенитного ракетного комплекса (увеличивается его занятость при обстреле цели, возрастает эффективность противоракетного маневра и т. д.). Скорости же полета современных воздушных целей могут изменяться в больших пределах.

Следовательно, в реальных условиях стрельбы коэффициент K_V может принимать различные значения, охватывая широкий диапазон. При этом для выполнения условия $K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}<1$ потребуется соответствующее изменение угла упреждения, что связано со значительным усложнением измерительных и счетно-решающих устройств системы управления. Маневр цели скоростью может оказаться весьма эффективным.

Таким образом, метод наведения с постоянным углом упреждения имеет ограничения по скорости цели снизу и не обеспечивает встречу ракеты с воздушной целью во всем возможном диапазоне изменения ее скорости в реальных условиях стрельбы.

При малых углах упреждения встреча ракеты с целью может оказаться возможной во всем диапазоне скоростей цели. Однако параметры траектории ракеты при этом будут близки к параметрам метода погони, рассмотренного выше.

Оценим потребное нормальное ускорение ракеты. По определению нормального ускорения

$$W_n=W_{р}\dot{\theta}=V_{р}\dot{\varphi}.$$

Используя уравнения (2.38), получим

$$W_n=\frac{V_{р}V_{ц}}{D}(\sin\varphi-K_V\sin\varphi_{г_0}).\qquad(2.41)$$

Подставляя в уравнение (2.41) значение дальности ракета — цель из уравнения (2.40), получим

$$W_n=$$

$$=\frac{V_{р}V_{ц}(\sin\varphi-K_V\sin\varphi_{г_0})^{\frac{K_V\cos\varphi_{г_0}}{\sqrt{1-K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}}}+2}}{C_1\left(1-K_V\sin\varphi_{г_0}\sin\varphi+\cos\varphi\sqrt{1-K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}}\right)^{\frac{K_V\cos\varphi_{г_0}}{\sqrt{1-K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}}}}},\qquad(2.42)$$

где

$$C_1=$$

$$=\frac{D_0\left(\sin\varphi_0-K_V\sin\varphi_{г_0}\right)^{\frac{K_V\cos\varphi_{г_0}}{\sqrt{1-K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}}}}}{\left(1-K_V\sin\varphi_{г_0}\sin\varphi_0+\cos\varphi_0\sqrt{1-K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}}\right)^{\frac{K_V\cos\varphi_{г_0}}{\sqrt{1-K_V^2\sin^2\varphi_{г_0}}}}}. \quad (2.43)$$

Если в формулах (2.42) и (2.43) принять $\varphi_{г_0}=0$, то получим ранее выведенные уравнения (2.32) и (2.31), характеризующие нормальное ускорение ракеты при наведении ее на цель по методу погони.

Из формулы (2.42) видно, что нормальное ускорение ракеты равно нулю, если

$$\sin\varphi-K_V\sin\varphi_{г_0}=0. \quad (2.44)$$

Уравнение (2.44) соответствует методу параллельного сближения, обеспечивающему при прямолинейном и равномерном движении цели и $K_V=\text{const}$ кинематическую траекторию ракеты в виде прямой линии.

При заданном угле упреждения уравнение (2.44) позволит определить положения прямолинейных траекторий, характеризуемых углами:

$$\left.\begin{aligned}\varphi_1&=\arcsin\left(K_V\sin\varphi_{г_0}\right);\\ \varphi_2&=\pi-\varphi_1.\end{aligned}\right\}$$

Прямолинейные траектории существуют только при условии, если $K_V\sin\varphi_{г_0}<1$. Прямолинейная траектория, располагающаяся в передней полусфере ($\varphi=\varphi_1$), неустойчива. Это значит, что при отклонении ракеты от прямой, определенной углом φ_1, угол φ будет изменяться до тех пор, пока не примет значения $\pi-\varphi_1$. Это произойдет в точке встречи, т. е. при $D=0$.

Таким образом, при наведении ракеты на цель с постоянным углом упреждения ракета атакует цель в заднюю полусферу. Характер траектории ракет в относительном движении показан на рис. 2.15.

Изменение нормального ускорения ракеты как функции времени при $\left(\sin\varphi-K_V\sin\varphi_{г_0}\right)\neq0$ зависит от величины отношения скорости ракеты к скорости цели. Потребное нормальное ускорение ракеты при $1<K_V\leqslant2$ остается конечным, а при $K_V>2$ бесконечно велико.

Следовательно, метод наведения с постоянным углом упреждения улучшает свойства метода погони только при стрельбе в заднюю

полусферу. При атаках в переднюю полусферу потребные перегрузки ракеты продолжают оставаться значительными и практически исключают возможность подобной стрельбы.

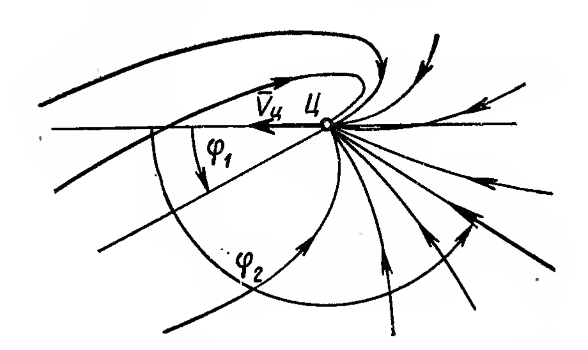


Рис. 2.15. Характер траекторий полета ракеты в относительном движении при наведении по методу погони с постоянным углом упреждения

Маневр цели курсом вызывает резкие изменения траектории полета ракеты. Требуемый угол упреждения лежит в плоскости, проходящей через вектор скорости цели. Если, например, цель изменила направление своего движения на 180°, то плоскость угла упреждения также должна развернуться на этот же угол. Траектория полета ракеты будет достаточно сложной.

Недостатки метода наведения с постоянным углом упреждения не позволяют эффективно применять его в системах самонаведения ЗУР для обстрела воздушных целей. Этот метод может найти применение лишь для решения частных задач.

Метод параллельного сближения

Методом параллельного сближения называется такой метод наведения, при котором в течение всего времени полета ракеты до точки встречи линия ракета — цель остается параллельной заданному направлению.

Уравнение метода:

$$\varphi=\varphi_0=\text{const}.$$

При наведении ракеты на цель по методу параллельного сближения требуемое значение угловой скорости линии ракета — цель равно нулю ($\dot{\varphi}=0$).

Для графического построения кинематической траектории полета ракеты при наведении ее по методу параллельного

сближения необходимо задать движение цели и скорость ракеты как функцию времени. Пусть движение цели задано кривой $L_ц$ (рис. 2.16), на которой точками $Ц_0$, $Ц_1$, $Ц_2$, ..., $Ц_9$ отмечены последовательные положения цели в моменты вре-

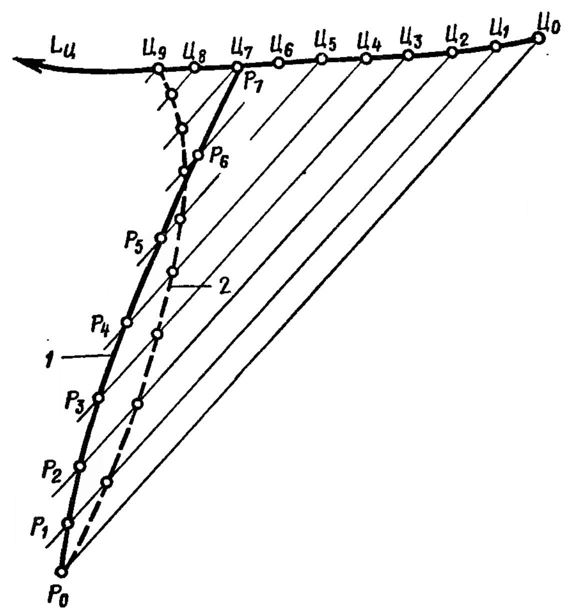


Рис. 2.16. Графическое построение траектории полета ЗУР при методе параллельного сближения

мени t_0, t_1, t_2, ..., t_9, а скорость ракеты характеризуется графиком функции $V_р(t)$. Ракета в начальный момент находится в точке P_0. Прямая $P_0Ц_0$ определяет требуемое направление линии ракета — цель.

Для построения кинематической траектории метода параллельного сближения необходимо:

1. Из точек $Ц_1$, $Ц_2$, ..., $Ц_8$ провести семейство прямых, параллельных прямой $P_0Ц_0$.

2. Вычислить отрезки пути, проходимые ракетой за интервалы времени t_1-t_0, t_2-t_1, t_3-t_2 и т. д.:

$$\Delta D_{р\,i} = V_{р.\,ср\,i}\,(t_i - t_{i-1}).$$

3. Для определения положения ракеты в момент времени t_1 (точка P_1) найти точку пересечения дуги окружности радиуса $\Delta D_{р1}$, проведенной из точки P_0, с прямой линией ракета — цель, проходящей через точку $Ц_1$; для нахождения точки P_2 из точки P_1 сделать засечку радиусом $\Delta D_{р2}$ на прямой, проходящей через точку $Ц_2$ и т. д.

4. Соединив точки P_0, P_1, P_2, ... плавной кривой, получим кинематическую траекторию полета ракеты.

На рис. 2.16 траектория *1* построена для случая ускоренного движения ракеты, а траектория *2* — для замедленного движения ракеты при равномерном движении цели.

Кинематическая траектория полета ракеты, наводимой на цель по методу параллельного сближения, характеризуется уравнениями вида:

$$\dot{D} = -V_ц \cos\varphi - V_р \cos\varphi_г;$$
$$D\dot{\varphi} = V_ц \sin\varphi - V_р \sin\varphi_г = 0, \qquad (2.45)$$

где $\varphi_г$ — текущий угол упреждения.

Из уравнения (2.45) следует, что для реализации метода параллельного сближения вектор относительной скорости ракеты $\overline{V}_{отн} = \overline{V}_р - \overline{V}_ц$ в каждый момент времени должен совпадать с линией ракета — цель, т. е. вектор скорости ракеты должен быть направлен в мгновенную точку встречи (рис. 2.17).

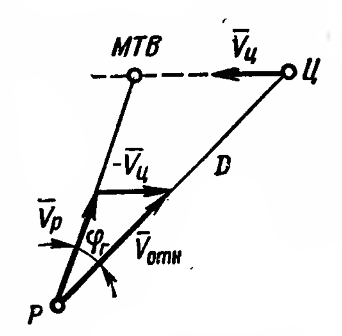


Рис. 2.17. Понятие мгновенной точки встречи

Под **мгновенной точкой встречи (МТВ)** понимается точка, в которой произошла бы встреча ракеты с целью, если бы начиная с данного момента времени ракета и цель двигались бы прямолинейно и равномерно. Соответственно этому признаку метод параллельного сближения называют **методом наведения в мгновенную точку встречи.**

За параметр управления самонаводящейся ракеты можно принять отклонение измеренного угла упреждения $\varphi_{г.\,изм}$ от требуемого значения $\varphi_г$, определяемого уравнением (2.45):

$$\Delta\varphi_г = \varphi_{г.\,изм} - \varphi_г.$$

Возможны и другие способы реализации этого метода, основанные на измерении угловой скорости вращения линии ракета — цель относительно неподвижной системы координат.

Если цель движется равномерно и прямолинейно ($V_ц$= =const), а ракета имеет постоянную скорость полета ($V_р$= =const), то из уравнения (2.45) видно, что и текущий угол упреждения $\varphi_г$ не изменяется во времени. Это означает, что для данных условий наведения кинематическая траектория ракеты — прямая линия.

В реальных условиях стрельбы скорость ракеты непостоянна. На активном участке траектории она, как правило, возрастает, а на пассивном участке падает, т. е. полет ракеты характеризуется положительным или отрицательным продольным ускорением. Изменение скорости ракеты и маневр цели

приводят к непрерывному перемещению положения мгновенной точки встречи в пространстве. **Задача системы управления** при методе параллельного сближения состоит в том, чтобы изменять во времени направление вектора скорости ракеты соответственно перемещению мгновенной точки встречи.

Изменение скорости полета ракеты даже при условии равномерного и прямолинейного движения цели приводит к искривлению кинематической траектории. Это изменение скорости, т. е. продольное ускорение, достаточно просто замерить соответствующими датчиками, установленными на борту ракеты. Для уменьшения динамических ошибок самонаведения ракет в состав команды при использовании метода параллельного сближения целесообразно вводить компенсационную поправку на продольное ускорение.

Маневр цели также приводит к искривлению траектории полета ракеты. При этом характерно то, что при $K_V \geqslant 1$ потребные перегрузки ракеты не превосходят нормальных перегрузок маневрирующей цели. Это можно доказать, продифференцировав уравнение (2.45).

Следовательно, метод параллельного сближения по сравнению с ранее рассмотренными методами предъявляет наименьшие требования к маневренности ЗУР.

Метод пропорционального сближения

Методом пропорционального сближения называется метод наведения, при котором в течение всего времени полета ракеты к цели угловая скорость поворота вектора скорости ракеты остается пропорциональной угловой скорости линии ракета — цель.

Уравнение метода:

$$\dot{\theta} = k\dot{\varphi}, \tag{2.46}$$

где $\dot{\theta}$ — угловые скорости поворота вектора скорости ракеты в соответствующей плоскости управления;

$\dot{\varphi}$ — угловые скорости поворота линии ракета — цель в соответствующей плоскости управления;

k — коэффициенты пропорциональности.

Проинтегрировав формулу (2.46), получим

$$\theta = k\varphi + C, \tag{2.47}$$

где постоянная интегрирования

$$C = \theta_0 - \varphi_0.$$

При $k=1$ и $\theta_0=\varphi_0$ уравнение (2.47) сводится к условию наведения по кривой метода погони, а при $\theta_0 \neq \varphi_0$ — к методу наведения с постоянным углом упреждения. Если $k=\infty$, то для конечных значений $\dot{\theta}$ величина угловой скорости линии ракета — цель $\dot{\varphi}$ равна нулю. Это значит, что при $k=\infty$ выполняется условие наведения по методу параллельного сближения.

Таким образом, кинематические траектории метода пропорционального сближения могут быть представлены семейством кривых, расположенных между траекториями метода погони и метода параллельного сближения (рис. 2.18).

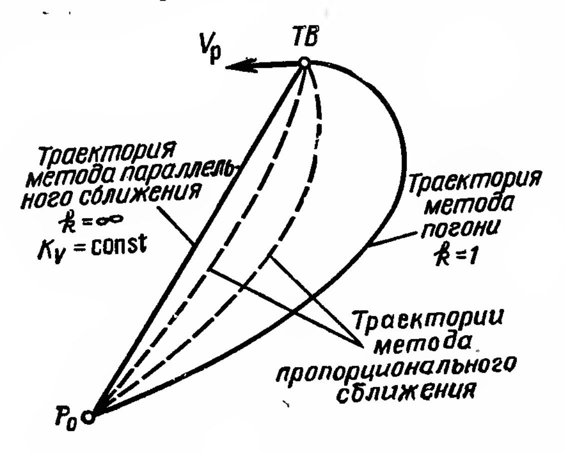


Рис. 2.18. Траектории метода пропорционального сближения

Для реализации метода пропорционального сближения необходимо в каждый момент времени измерять угловую скорость линии ракета — цель и сравнивать ее с угловой скоростью вращения вектора скорости ракеты. Система управления соответственно должна содержать два типа измерителей: следящий угломер цели и измеритель угловой скорости вращения вектора скорости ракеты. В качестве последнего может быть использован датчик нормальных ускорений. Ошибка наведения определится как разность:

$$\Delta_{\dot{\varphi}} = k\dot{\varphi} - \dot{\theta}.$$

Возможны и другие способы приближенной реализации метода пропорционального сближения. Автопилот ракеты в установившемся режиме ее полета обычно обеспечивает пропорциональность команд управления нормальным ускорениям ракеты (угловой скорости касательной к траектории, т. е. $\dot{\theta}$). Если команду управления сформировать пропорциональной угловой скорости линии ракета — цель, т. е. за параметр управления принять $\dot{\varphi}$, то в конечном счете будет достигнута пропорциональность угловых скоростей вектора скорости ракеты и линии ракета — цель. При этом ракета сначала совершает полет по траектории, близкой к траектории метода про-

порционального сближения, а затем, после того как угловая скорость линии ракета — цель сведена к нулю (коэффициент $k>1$), по траектории, близкой к траектории метода параллельного сближения.

При представлении сигнала рассогласования, когда для формирования команд управления достаточно в каждый момент времени иметь информацию лишь об угловой скорости линии ракета — цель, применение метода пропорционального сближения в принципе становится возможным не только в системах самонаведения (телеуправления второго вида), но и в командных системах телеуправления первого вида. При самонаведении (использовании бортового радиопеленгатора) угловая скорость $\dot{\varphi}$ непосредственно измеряется на борту ракеты, а при командном телеуправлении первого вида вычисляется в системе выработки команд (ЭВМ) по данным слежения СНР за целью и ракетой (по разности их дальностей и скоростей). Очевидно, универсализация метода наведения ЗУР на цель для систем телеуправления и самонаведения сама по себе решает задачу сопряжения требуемых траекторий ракеты при их последовательной комбинации.

С учетом обозначений, принятых на рис. 2.2, можно записать:

$$\left.\begin{aligned} \dot{D} &= -V_{ц}\cos\varphi - V_{р}\cos(\theta-\varphi); \\ D\dot{\varphi} &= V_{ц}\sin\varphi - V_{р}\sin(\theta-\varphi). \end{aligned}\right\} \qquad (2.48)$$

Решая совместно уравнения (2.47) и (2.48), получим уравнения кинематической траектории ракеты, наводимой на цель по методу пропорционального сближения:

$$\left.\begin{aligned} \dot{D} &= -V_{ц}\cos\varphi - V_{р}\cos[(k-1)\varphi+\theta_0-k\varphi_0]; \\ D\dot{\varphi} &= V_{ц}\sin\varphi - V_{р}\sin[(k-1)\varphi+\theta_0-k\varphi_0]. \end{aligned}\right\} \qquad (2.49)$$

Введем постоянную величину ψ_0, определяемую равенством

$$k\varphi_0-\theta_0=(k-1)\psi_0.$$

Тогда уравнения (2.49) будут иметь вид:

$$\left.\begin{aligned} \dot{D} &= -V_{ц}[\cos\varphi+K_V\cos(k-1)(\varphi-\psi_0)]; \\ \dot{\varphi} &= \frac{V_{ц}}{D}[\sin\varphi-K_V\sin(k-1)(\varphi-\psi_0)], \end{aligned}\right\} \qquad (2.50)$$

где

$$\psi_0=\frac{k}{k-1}\varphi_0-\frac{\theta_0}{k-1}=\varphi_0-\frac{\varphi_{г_0}}{k-1};$$

$\varphi_{г_0}$ — начальный угол упреждения $(\varphi_{г_0}=\theta_0-\varphi_0)$.

Решение уравнений (2.50) в общем виде при коэффициенте пропорциональности $k\neq2$ весьма сложно. Поэтому рассмотрим лишь методику построения кинематической траектории с помощью численного интегрирования этих уравнений и проведем качественный анализ основных параметров метода пропорционального сближения.

Численное интегрирование и построение кинематической траектории выполним на конкретном примере для произвольно взятых данных:

а) цель движется равномерно и прямолинейно, $V_{ц}=400$ м/с;

б) начальные условия самонаведения ракеты: $t=0$;

$$D_0=40\ км;\ \varphi_0=30^\circ;\ \varphi_{г_0}=20^\circ;\ V_{р_0}=1000\ м/с,$$

в) скорость ракеты как функция времени при ее самонаведении задана данными табл. 2.2;

Таблица 2.2

t, с	0	5	10	15	20	25	30	35	40
$V_{р}$, м/с	1000	1100	1200	1300	1300	1300	1200	1200	1100

г) коэффициент пропорциональности $k=4$.

Для расчета используем уравнения (2.49), полагая, что

$$D_i=\dot{D}_i\Delta t_i\ \text{ и }\ \varphi_i=\dot{\varphi}_i\Delta t_i,$$

где Δt_i — достаточно малый интервал времени.

Расчеты D_i и φ_i сведены в табл. 2.3 и 2.4.

Для построения траектории необходимо отложить найденные значения углов φ с вершинами в точках $Ц_1$, $Ц_2$ и т. д. и на проведенных прямых сделать засечки точек положения ракеты, взяв из табл. 2.3 соответствующие значения расстояния линии ракета — цель.

По результатам расчета на рис. 2.19 построена кинематическая траектория полета ракеты. Проведенные расчеты позволяют также определить полетное время ракеты до цели и величины потребных нормальных ускорений ракеты ($W_n=V_{р}k\dot{\varphi}$) для каждого рассмотренного момента времени.

В теории пропорциональной навигации доказывается, что параметры траектории полета ЗУР и ее потребные нормальные ускорения в районе точки встречи зависят от начальных условий старта ракеты (φ_0 и θ_0) и величины коэффициента пропорциональности k.

Пределы измерения угла φ, а следовательно, и кривизна траектории тем меньше, чем больше коэффициент пропорциональности.

Таблица 2.3

t, с	0	5	10	15	20	25	26,5
$V_{ц}$, км/с	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	
φ	30°00′	29°00′	27°55′	26°50′	26°00′	25°50′	
$\cos\varphi$	0,866	0,875	0,883	0,892	0,899	0,900	
$V_{ц}\cos\varphi$	0,346	0,350	0,354	0,357	0,360	0,360	
$(k-1)\varphi$	90°00′	87°00′	83°45′	80°30′	78°00′	77°30′	
$\theta_0 - k\varphi_0$	—70°	—70°	—70°	—70°	—70°	—70°	
$\varphi^* = (k-1)\varphi + \theta_0 - k\varphi_0$	20°00′	17°00′	13°45′	10°30′	8°00′	7°30′	
$\cos\varphi^*$	0,940	0,956	0,972	0,983	0,990	0,991	
$V_{р}$, км/с	1,0	1,1	1,2	1,3	1,3	1,3	
$V_{р}\cos\varphi^*$, км/с	0,94	1,05	1,16	1,28	1,29	1,29	
$\dot{D}$, км/с	—1,286	—1,40	—1,51	—1,64	—1,65	—1,65	
$\Delta D - \dot{D}\Delta t$, км	—6,43	—7,0	—7,55	—8,2	—8,25	—2,5	
D_i, км		33,57	26,57	19,02	10,82	2,57	0

Таблица 2.4

t, с	0	5	10	15	20	25	30
$\sin\varphi$	0,5	0,485	0,468	0,451	0,438	0,436	
$V_{ц}\sin\varphi$, км/с	0,2	0,194	0,187	0,180	0,175	0,174	
$\sin\varphi^*$	0,342	0,292	0,237	0,182	0,139	0,131	
$V_{р}\sin\varphi^*$, км/с	0,342	0,321	0,284	0,236	0,180	0,170	
$V_{ц}\sin\varphi - V_{р}\sin\varphi^*$	—0,142	—0,127	—0,097	—0,056	—0,005	0,004	
$\dot{\varphi} = \dfrac{V_{ц}\sin\varphi - V_{р}\sin\varphi^*}{D}$, $\dfrac{1/с}{°/с}$	$\dfrac{-0{,}0035}{-0°12'}$	$\dfrac{-0{,}0038}{-0°13'}$	$\dfrac{-0{,}0037}{-0°13'}$	$\dfrac{-0{,}0029}{-0°10'}$	$\dfrac{-0{,}0005}{-0°02'}$	$\dfrac{0{,}0015}{0°01'}$	
$\varphi_i = \varphi + \dot{\varphi}_i\Delta t$	30°00′	29°00′	27°55′	26°50′	26°00′	25°50′	26°00′

При $K_V > 1$ и $k \geqslant 4$ нормальные потребные перегрузки ракеты при наведении по методу пропорционального сближения стремятся к нулю независимо от начальных условий ее старта. Если предположить, что угол поворота руля δ в за-

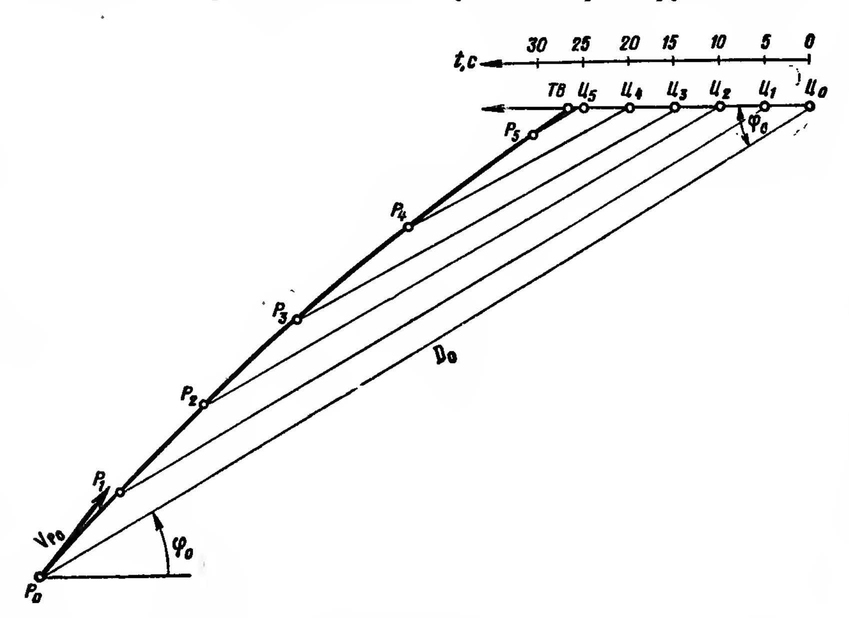


Рис. 2.19. Графическое построение траектории ЗУР при методе пропорционального сближения

висимости от параметров угла поворота линии ракета — цель определяется равенством

$$\delta = A_1\dot{\varphi} + A_2\ddot{\varphi} + A_3\dddot{\varphi},$$

где A_1, A_2, A_3 — коэффициенты, зависящие от аэродинамических и конструктивных особенностей ракеты, то можно показать, что при $k \geqslant 8$ угол поворота руля δ стремится к нулю. В этом случае имеет место кинематически точная встреча.

При коэффициенте $k=4$ угол поворота руля в районе точки встречи стремится к нулю при подходе ракеты к цели с задней полусферы и неограниченно возрастает при подходе с передней полусферы (в этом заключается математический парадокс кривой преследования, так как при $k=4$ $W_n \to 0$). С увеличением коэффициента пропорциональности k диапазон углов подхода ракеты к цели с передней полусферы, при которых угол отклонения руля неограниченно растет, сужается и при $k=8$ становится равным нулю.

Таким образом, при скорости ракеты, превышающей скорость цели, и реализации больших коэффициентов пропорциональности k угол φ в процессе наведения изменяется незначительно, а потребные кинематические перегрузки ракеты в районе точки встречи стремятся к нулю. Метод пропорционального сближения обеспечивает возможность обстрела цели навстречу и вдогон. Причем с точки зрения кривизны траектории и получения кинематически точной встречи условия стрельбы вдогон более благоприятны, чем навстречу.

3. ПОНЯТИЕ О КОНТУРЕ УПРАВЛЕНИЯ ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТОЙ

3.1. ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Требования к контуру управления ЗУР

Система наведения ЗУР является замкнутой системой автоматического управления. Она решает две основные задачи: на основе информации о координатах и параметрах движения цели определяет траекторию движения центра масс ракеты и обеспечивает ее полет по этой траектории путем изменения величины нормальных управляющих сил. В контур этой системы (в контур управления) в качестве одного из звеньев входит система стабилизации, предназначенная для сохранения требуемого углового положения или установившегося углового движения ракеты. Объектом управления системы стабилизации и системы наведения в целом является ракета. Контур управления замыкается через так называемое кинематическое звено, устанавливающее связь между движением ракеты и движением цели.

Структурная схема кинематического звена определяется выбранным методом наведения и параметром рассогласования.

Структурная схема и параметры контура управления должны обеспечивать заданную точность наведения ракеты на цель при условии, когда входные сигналы кроме регулярных воздействий, обусловленных движением цели, а также продольным движением ракеты, имеют в своем составе относительно высокий уровень случайных возмущений.

Для получения требуемой точности наведения ракеты на цель необходимо обеспечить следующие условия:

1. Устойчивость движения ракеты как объекта управления на всех этапах полета.

Под устойчивостью системы автоматического управления понимается ее свойство переходить к установившемуся состоянию после прекращения действия возмущения, которое вывело систему из этого состояния, т. е. система управления

с затухающим переходным процессом называется устойчивой, а с незатухающим (расходящимся) — неустойчивой.

Применительно к нашему случаю контур управления должен обеспечить движение ракеты по кинематической траектории и затухание колебаний ракеты около этой траектории при воздействии на ее вход как регулярных, так и случайных возмущений.

Об устойчивости замкнутой автоматической системы обычно судят по частотным характеристикам разомкнутого контура этой системы, которые определяют реакцию системы на гармоническое воздействие. На вход системы подается синусоидальное колебание

$$a = A \sin \omega t.$$

На выходе системы оно будет иметь другую амплитуду и отставание по фазе:

$$b = B \sin (\omega t + \varphi).$$

Подавая на вход колебания разных частот, можно для каждой из них определить на выходе величину усиления амплитуды $L = B/A$ и сдвига фазы φ, т. е. получить амплитудную $L(\omega)$ и фазовую $\varphi(\omega)$ характеристики системы.

Система автоматического управления должна иметь определенные запасы устойчивости, которые обычно характеризуются двумя величинами: запасом устойчивости по амплитуде (модулю) и запасом устойчивости по фазе.

Запасом устойчивости по амплитуде называется наименьшее число, показывающее, во сколько раз необходимо увеличить или уменьшить усиление разомкнутого контура для того, чтобы система стала неустойчивой.

Запасом устойчивости по фазе называется величина фазового сдвига φ, который необходимо ввести на частоте среза (частота, при которой усиление равно единице) в разомкнутый контур системы управления для того, чтобы система стала неустойчивой.

При проектировании автоматических систем рекомендуется выбирать запас устойчивости по амплитуде не менее 6 дБ, а по фазе — не менее 30—45°.

Это в полной мере относится и к контуру управления зенитной управляемой ракеты. На последнем этапе наведения ракеты может быть участок неустойчивой работы контура управления. Этот участок допустим до тех пор, пока точность наведения не превосходит заданной величины.

2. Высокое качество переходного процесса на всех этапах и режимах полета ракеты.

Качество переходного процесса характеризуется формой кривой переходного процесса (рис. 3.1), т. е. быстротой затухания переходного процесса, относительной величиной перерегулирования и т. п.

Качество переходного процесса определяет **динамическую точность системы**, т. е. ее способность следить за быстрыми изменениями входного сигнала. Динамическая точность системы обеспечивается такими ее свойствами, как быстродействие и демпфирование (малая колебательность).

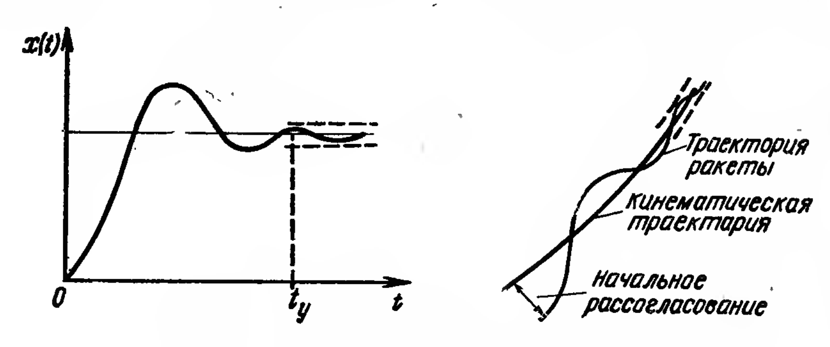


Рис. 3.1. Кривая переходного процесса

Резкие изменения входного сигнала, вызывающие переходный процесс, могут быть следствием маневра цели, помех, изменения способа сопровождения цели, перехода с одного метода наведения на другой и т. д.

В первых трех случаях качество переходного процесса рассматривается в основном с точки зрения величины переходных ошибок, так как встреча ракеты с целью может произойти в любой момент этого процесса. В последнем случае длительность переходного процесса определяет участок траектории, на котором встреча ракеты с целью не произойдет. Переход с одного метода наведения на другой допустим только при достаточном для окончания переходного процесса полетном времени ракеты до точки встречи.

Качество переходного процесса также определяет время отработки начального рассогласования (время вывода ракеты на кинематическую траекторию).

3. Достаточно стабильный и высокий коэффициент усиления разомкнутого контура управления.

Коэффициент усиления контура управления K_0 представляет собой отношение выходной величины к входной величине системы наведения в установившемся режиме ее работы.

Установившимся называют режим работы системы наведения после затухания переходных процессов.

Выбор коэффициента усиления контура управления связан с анализом противоречивых требований. С одной стороны, при увеличении коэффициента K_0 повышаются быстродействие и динамическая точность системы, а величина установившихся ошибок системы снижается. С другой стороны,

с увеличением коэффициента K_0 возрастает колебательность системы, контур начинает реагировать на очень слабые возмущения. При очень больших коэффициентах K_0 возможна потеря устойчивости системы. Растут значения флюктуационных составляющих ошибок наведения.

В конечном счете контур управления должен **обеспечить требуемую точность наведения ракеты на цель** в заданной зоне обстрела воздушных целей при условии, когда параметры ракеты (моменты инерции, собственная частота, располагаемые перегрузки) изменяются в широких пределах. Контур управления ракетой представляет собой систему автоматического регулирования с ограниченной мощностью из-за ограниченности располагаемых перегрузок ракеты. При переходных процессах может происходить его перенасыщение. Все это предъявляет повышенные требования к выбору характеристик звеньев системы управления.

Понятие передаточной функции системы

Насколько контур управления удовлетворяет требованиям устойчивости, качеству переходного процесса и точности, можно судить по передаточным функциям системы.

Коэффициент усиления является статической характеристикой системы и определяет зависимость между входной и выходной величинами в установившемся режиме.

Поведение системы во времени можно описать математически, используя теорию дифференциальных уравнений. Работа контура управления описывается в общем случае системой нелинейных дифференциальных уравнений, включающей:

уравнения ракеты, характеризующие связь между перемещениями ее рулей (входные величины) и нормальным ускорением (выходная величина);

уравнения автопилота, определяющие отклонения рулей ракеты в зависимости от управляющих сигналов курса и тангажа;

уравнения счетно-решающего устройства и устройства передачи команд, устанавливающие зависимости между командами управления и измеренными значениями параметров рассогласования;

уравнения координатора, связывающие движение цели и ракеты с параметром рассогласования;

кинематические уравнения движения ракеты.

Наличие в ряде уравнений переменных коэффициентов вызывает необходимость исследования динамических свойств контура управления его моделированием с использованием электронных вычислительных машин.

Приближенная оценка точности наведения ракеты на цель может быть получена линеаризацией уравнений путем «замораживания» меняющихся коэффициентов с последующим использованием теории передаточных функций.

Динамические свойства каждого звена системы управления описываются функцией времени. Эту функцию можно записать не только в обычной, но и в операторной форме. В преобразованных функциях вместо времени t независимой переменной записывается оператор p, который означает символ d/dt (преобразованные функции для некоторых функций времени приведены в приложении 1).

Если звено системы управления линейное, то связь между входной величиной $x(t)$ и выходной величиной $y(t)$ можно полностью охарактеризовать передаточной функцией $\Phi(p)$.

Передаточной функцией называется отношение преобразованных величин $y(t)$ и $x(t)$ при нулевых начальных условиях, т. е.

$$\Phi(p)=\frac{y(p)}{x(p)}.$$

Если известна передаточная функция $\Phi(p)$, то реакцию звена на какой-либо входной сигнал можно найти следующим образом:

а) записать входную величину в операторной форме, например с помощью таблицы преобразованных функций, т. е. осуществить переход $x(t)\to x(p)$;

б) найти операторное выражение выходной величины, алгебраически умножив передаточную функцию на преобразованную входную величину: $y(p)=\Phi(p)x(p)$;

в) осуществить переход от выходной преобразованной величины к функции времени $y(p)\to y(t)$.

Типовыми звеньями систем автоматического регулирования принято считать: усилительное, инерционное (статическое звено первого порядка), колебательное (статическое звено второго порядка), интегрирующее и дифференцирующее. Их передаточные функции можно найти в специальных учебниках.

Передаточная функция системы, состоящей из n звеньев, включенных последовательно:

$$\Phi(p)=\Phi_1(p)\,\Phi_2(p)\ldots\Phi_n(p).$$

Передаточная функция системы, состоящей из n звеньев, включенных параллельно:

$$\Phi(p)=\Phi_1(p)+\Phi_2(p)+\ldots+\Phi_n(p).$$

Во многих случаях отдельные звенья или их совокупность охватываются обратной связью (рис. 3.2). При наличии обратной связи часть выходного сигнала подводится обратно к входу звена и алгебраически суммируется с входной вели-

чиной. Полярность сигнала обратной связи может быть одинакова или противоположна полярности входного сигнала. Соответственно различают положительную и отрицательную обратные связи. Наибольшее применение находят отрицательные обратные связи.

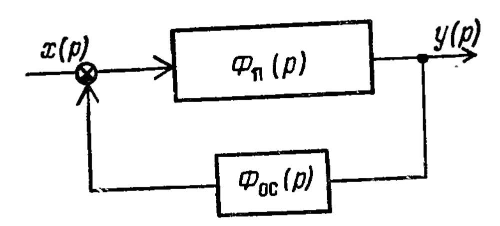


Рис. 3.2. Звено с обратной связью

Формула для эквивалентной передаточной функции, определяющей характеристики системы с учетом отрицательной обратной связи, имеет вид

$$\Phi^*(p)=\frac{\Phi_{\text{п}}(p)}{1+\Phi_{\text{п}}(p)\,\Phi_{\text{о. с}}(p)},$$

где $\Phi^*(p)$ — передаточная функция замкнутой системы;
$\Phi_{\text{п}}(p)$ — передаточная функция прямой цепи системы;
$\Phi_{\text{о. с}}(p)$ — передаточная функция обратной связи.

Передаточная функция разомкнутой системы

$$\Phi(p)=\Phi_{\text{п}}(p)\,\Phi_{\text{о. с}}(p).$$

Итак, зная передаточные функции отдельных звеньев системы управления и схему их соединения, можно найти передаточную функцию всей системы.

Передаточная функция разомкнутого контура $\Phi(p)$ определяет, какие преобразования входного сигнала осуществляет система в разомкнутом состоянии, т. е. при отсутствии обратной связи, а передаточная функция замкнутого контура $\Phi^*(p)$ — в замкнутом состоянии, т. е. при наличии обратной связи.

В общем случае

$$\Phi^*(p)=\frac{\Phi_{\text{п}}(p)}{1+\Phi(p)}.$$

Для следящих систем (рис. 3.3), особенностью которых является передача выходной величины на вход системы с коэффициентом передачи, равным единице, передаточная функция

$$\Phi^*(p)=\frac{\Phi(p)}{1+\Phi(p)}.$$

Реальная система кроме управляющего входного воздействия подвержена различным возмущающим воздействиям, которые могут поступать в систему в любом месте (рис. 3.4).

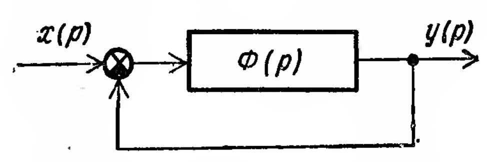


Рис. 3.3. Структурная схема следящей системы

Общая реакция (изменение выходной величины) линейной системы на внешние возмущающие воздействия

$$\Delta_F y(p) = \Delta_{F_1} y(p) + \Delta_{F_2} y(p) + \Delta_{F_3} y(p).$$

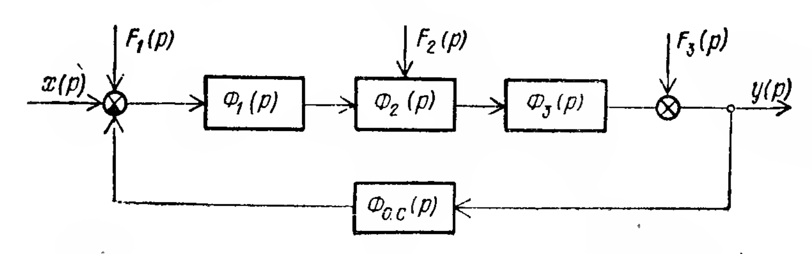


Рис. 3.4. Структурная схема системы автоматического управления

Результат каждого воздействия в отдельности можно определить, пользуясь следующим правилом: изменение выходной величины равно дроби, числитель которой есть произведение внешнего воздействия на передаточные функции звеньев, включенных последовательно между точкой приложения воздействия и выходом системы, а знаменатель — увеличенная на единицу передаточная функция разомкнутой системы, т. е.:

$$\left.\begin{aligned} \Delta_{F_1} y(p) &= \frac{F_1(p)\,\Phi_1(p)\,\Phi_2(p)\,\Phi_3(p)}{1+\Phi(p)}; \\ \Delta_{F_2} y(p) &= \frac{F_2(p)\,\Phi_2(p)\,\Phi_3(p)}{1+\Phi(p)}; \\ \Delta_{F_3} y(p) &= \frac{F_3(p)}{1+\Phi(p)}. \end{aligned}\right\}$$

Тогда

$$y(p) = \frac{[x(p)+F_1(p)]\,\Phi_1(p)\,\Phi_2(p)\,\Phi_3(p) + F_2(p)\,\Phi_2(p)\,\Phi_3(p) + F_3(p)}{1+\Phi(p)},$$

где $\Phi(p) = \Phi_1(p)\Phi_2(p)\Phi_3(p)\Phi_{о.с}(p)$ — передаточная функция разомкнутой системы.

Передаточные функции $\Phi(p)$ и $\Phi^*(p)$ позволяют оценить качество переходного процесса и точность системы автоматического управления.

Передаточная функция разомкнутой системы в общем случае имеет вид

$$\Phi(p) = \frac{K_0\,(b_0p^m + b_1p^{m-1} + \ldots + b_{m-1}p + 1)}{p^s\,(a_0p^n + a_1p^{n-1} + \ldots + a_{n-1}p + 1)}, \qquad (3.1)$$

где s — степень астатизма системы.

В реальных системах всегда $n>m$. Различие передаточных функций выражается в значениях показателей s, m, n и коэффициентов K_0, a_0, a_1, ..., a_{n-1}, b_0, b_1, ..., b_{n-1}.

В установившемся режиме (при $p\to 0$) все коэффициенты b_i и a_i обращаются в нуль и функция (3.1) примет вид

$$\Phi(p) = \frac{K_0}{p^s}.$$

В статических системах управления (системах, не содержащих интегрирующих звеньев) степень астатизма $s=0$. В установившемся режиме передаточная функция запишется как безразмерный коэффициент усиления $\Phi(p)=K_0$, а установившаяся ошибка системы

$$\Delta_x y\underset{t\to\infty}{(t)} = C_0 x(t) = \frac{1}{1+K_0}\,x(t).$$

В астатических системах степень астатизма $s\neq 0$. Если $s=1$, то K_0 имеет размерность 1/с и называется коэффициентом усиления (добротностью) системы по скорости. Если $s=2$, то K_0 имеет размерность 1/с^2 и называется коэффициентом усиления (добротностью) системы по ускорению.

Оператор ошибки

$$\Phi_\Delta(p) = \frac{p^s}{p^s+K_0}.$$

Следовательно, установившаяся ошибка астатической системы s-го порядка пропорциональна s-й производной входного воздействия:

$$\Delta_x y(t) = C_s\frac{d^sx}{dt^s} = \frac{1}{K_0}\frac{d^sx}{dt^s}.$$

Приведенные соотношения будут использованы для анализа динамических ошибок наведения ракеты на цель.

3.2. ПЕРЕДАТОЧНАЯ ФУНКЦИЯ РАКЕТЫ С УЧЕТОМ ОБРАТНЫХ СВЯЗЕЙ

Для вывода передаточной функции ракеты используем: уравнение перемещения ее центра масс:

$$mV_p\dot{\theta} = P\sin\alpha - G\cos\theta + Y; \qquad (3.2)$$

уравнение углового движения ракеты:

$$J_{z_1}\ddot{\vartheta} = M_{z_1\,\text{упр}} + M_{z_1\,\text{ст}} + M_{z_1\,\text{демп}}, \tag{3.3}$$

где J_{z_1} — момент инерции ракеты относительно оси oz_1;

уравнение связи углов (рис. 1.24):

$$\vartheta = \theta + \alpha. \tag{3.4}$$

Уравнения (3.2), (3.3) и (3.4) являются нелинейными ввиду нелинейной зависимости подъемной силы и моментов от углов α и δ, а также наличия в уравнениях тригонометрических функций. Для линеаризации этой системы уравнений будем считать, что подъемную силу, управляющий и стабилизирующий моменты можно представить в виде произведения постоянных коэффициентов на угол атаки или отклонения руля:

$$Y = Y^{\alpha}\alpha;\quad M_{z_1\,\text{упр}} = M^{\delta}_{z_1}\delta;\quad M_{z_1\,\text{ст}} = M^{\alpha}_{z_1}\alpha,$$

а демпфирующий момент $M_{z_1\text{демп}}$ — произведением $M^{\omega}_{z_1}\dot{\vartheta}$. Это допущение верно в пределах определенных углов атаки и отклонений руля.

Вес является систематической составляющей системы сил, действующих на ракету. Он может лишь сместить исходные положения рассматриваемых процессов, не оказывая влияния на характер их протекания во времени. Поэтому при выводе передаточной функции ракеты ее вес не учитывается.

Ввиду малости углов атаки $\sin\alpha \approx \alpha$, учитывая сделанные допущения и принимая во внимание знаки аэродинамических коэффициентов, уравнения (3.2), (3.3) и (3.4) можно записать в виде:

$$\left.\begin{aligned} mV_{\text{p}}\dot{\theta} &= P\alpha + Y^{\alpha}\alpha;\\ J_{z_1}\ddot{\vartheta} &= -M^{\alpha}_{z_1}\alpha + M^{\delta}_{z_1}\delta - M^{\omega}_{z_1}\dot{\vartheta};\\ \vartheta &= \theta + \alpha. \end{aligned}\right\}$$

Введем коэффициенты:

$$\left.\begin{aligned} a_1 &= \frac{P + Y^{\alpha}}{mV_{\text{p}}} = \frac{P + C^{\alpha}_{y}\frac{\rho V^2_{\text{p}}}{2}S}{mV_{\text{p}}};\\ a_2 &= \frac{M^{\omega}_{z_1}}{J_{z_1}} = \frac{m^{\omega}_{z_1}}{J_{z_1}}\frac{\rho V^2_{\text{p}}}{2}Sb^2;\\ a_3 &= \frac{M^{\alpha}_{z_1}}{J_{z_1}} = \frac{m^{\alpha}_{z_1}}{J_{z_1}}\frac{\rho V^2_{\text{p}}}{2}Sb;\\ a_4 &= \frac{M^{\delta}_{z_1}}{J_{z_1}} = \frac{m^{\delta}_{z_1}}{J_{z_1}}\frac{\rho V^2_{\text{p}}}{2}Sb. \end{aligned}\right\}$$

По физическому смыслу коэффициент a_1 является величиной, характеризующей скорость разворота ракеты под действием аэродинамической и газодинамической нормальных сил, т. е. маневренность ракеты. Коэффициенты a_2, a_3 и a_4 принято называть соответственно относительным коэффициентом аэродинамического демпфирования, статической устойчивости и эффективности руля.

С учетом введенных коэффициентов можно записать:

$$\left.\begin{aligned} \ddot{\vartheta} + a_2\dot{\vartheta} + a_3\alpha &= a_4\delta;\\ -a_1\alpha + \dot{\theta} &= 0;\\ \vartheta - \alpha - \theta &= 0, \end{aligned}\right\}$$

или в операторной форме ($p = d/dt$):

$$\left.\begin{aligned} (p^2 + a_2p)\,\vartheta + a_3\alpha &= a_4\delta;\\ -a_1\alpha + p\theta &= 0;\\ \vartheta - \alpha - \theta &= 0. \end{aligned}\right\} \tag{3.5}$$

Угол отклонения руля δ при анализе свойств ракеты как объекта управления является входной величиной. Для решения уравнений (3.5), т. е. для определения зависимости ϑ, α и θ от δ, воспользуемся теорией определителей

Определитель системы* имеет вид:

$$\Delta = \begin{vmatrix} p^2 + a_2p & a_3 & 0\\ 0 & -a_1 & p\\ 1 & -1 & -1 \end{vmatrix} = p\,[p^2 + (a_1 + a_2)\,p + (a_3 + a_1a_2)].$$

Определители Δ_{ϑ}, Δ_{α} и Δ_{θ} получаются заменой в определителе системы соответственно первого, второго и третьего столбцов свободными членами уравнений (3.5). Результаты вычисления этих определителей таковы:

$$\left.\begin{aligned} \Delta_{\vartheta} &= a_4\,(a_1 + p)\,\delta;\\ \Delta_{\alpha} &= pa_4\delta;\\ \Delta_{\theta} &= a_1a_4\delta. \end{aligned}\right\}$$

Так как

$$\vartheta = \frac{\Delta_{\vartheta}}{\Delta},\quad \alpha = \frac{\Delta_{\alpha}}{\Delta}\quad \text{и}\quad \theta = \frac{\Delta_{\theta}}{\Delta},$$

* В первой строке определителя записываются коэффициенты величин ϑ, α и Θ из первого уравнения, во второй строке — из второго уравнения и в третьей строке — из третьего уравнения.

то передаточные функции ракеты, устанавливающие зависимости угла тангажа ϑ, угла атаки α и угла наклона траектории θ от угла отклонения руля δ, имеют вид:

$$\left.\begin{aligned} \Phi_\delta^\vartheta(p) &= \frac{a_4(a_1+p)}{p[p^2+(a_1+a_2)p+(a_3+a_1a_2)]}; \\ \Phi_\delta^\alpha(p) &= \frac{a_4}{[p^2+(a_1+a_2)p+(a_3+a_1a_2)]}; \\ \Phi_\delta^\theta(p) &= \frac{a_1a_4}{p[p^2+(a_1+a_2)p+(a_3+a_1a_2)]}. \end{aligned}\right\} \quad (3.6)$$

При рассмотрении процессов наведения ЗУР в качестве выходного параметра, как правило, принимается нормальное ускорение $W_n = V_p\dot\theta$. Передаточная функция, связывающая нормальное ускорение ракеты с углом отклонения руля, определяется по следующей формуле:

$$\Phi_\delta^W(p) = \frac{a_1a_4V_p}{p^2+(a_1+a_2)p+(a_3+a_1a_2)}. \quad (3.7)$$

Функции (3.6) и (3.7) можно привести к общепринятому виду, если в числителе и знаменателе вынести свободные члены за скобки. Проделаем это применительно к функции $\Phi_\delta^W(p)$, предварительно приняв:

$$K_p = \frac{a_1a_4}{a_3+a_1a_2};$$

$$T = \sqrt{\frac{1}{a_3+a_1a_2}};$$

$$\xi = \frac{1}{2}\,\frac{a_1+a_2}{\sqrt{a_3+a_1a_2}}.$$

Тогда

$$\Phi_\delta^W(p) = \frac{K_pV_p}{T^2p^2+2\xi T+1}. \quad (3.8)$$

Параметры передаточной функции ракеты полностью определяют ее динамические свойства. Проанализируем функцию (3.8).

Коэффициент усиления ракеты K_p характеризует маневренные свойства ракеты и определяет в установившемся режиме скорость приращения угла наклона траектории при отклонении руля на единицу угла:

$$K_p = \left(\frac{\dot\theta}{\delta}\right)_{уст}.$$

Величина этого коэффициента определяется только ракетой и вследствие ограниченности управляющих моментов и нормальных управляющих сил не может быть улучшена системой управления.

Располагаемая перегрузка ракеты связана с коэффициентом K_p зависимостью

$$n_{y_V\,расп} = K_p\,\frac{V_p}{g}\,\delta_{max},$$

где δ_{max} — максимальное отклонение рулей высоты.

Произведение K_pV_p принято называть **передаточным числом ракеты по нормальному ускорению** (K_W).

Коэффициент усиления ракеты K_p, а следовательно, и коэффициент усиления контура управления K_0 зависят от скорости ракеты и плотности воздуха. С увеличением высоты полета ракеты значение коэффициента K_p падает. Величина передаточного коэффициента K_0, в состав которого в качестве одного из сомножителей входит коэффициент K_p, значительно влияет на точность наведения ракеты на цель. Для уменьшения влияния положения точки встречи ракеты с целью (в пределах заданной зоны обстрела) на эффективность стрельбы значение коэффициента усиления ракеты K_p необходимо стабилизировать. Наиболее действенный способ стабилизации — включение в состав ракеты устройств, корректирующих значение K_p в зависимости от скорости ракеты и плотности воздуха. Работа этих устройств, как правило, связана с использованием датчиков скоростного напора.

Относительный коэффициент демпфирования

$$\xi = \frac{a_1+a_2}{2\sqrt{a_3+a_1a_2}}$$

и собственная частота колебаний

$$\omega_0 = \frac{1}{T} = \sqrt{a_3+a_1a_2}$$

являются важными динамическими характеристиками ракеты с точки зрения значений переходных и флюктуационных ошибок и расхода располагаемых перегрузок ракеты. Относительный коэффициент демпфирования определяет величину перерегулирования переходного процесса по нормальному ускорению и углу атаки. Его величина почти не зависит от скорости ракеты, но убывает с возрастанием высоты ее полета. На больших высотах значение коэффициента ξ весьма мало.

Получение требуемого значения относительного коэффициента демпфирования и его стабилизация достигаются охватом ракеты обратными связями по угловой скорости вращения ракеты и поперечному ускорению. Сигналы обратных связей формируются, как правило, совокупностью измерителей, включаемых в автопилот. Такими измерителями являются демпфирующие гироскопы (ДГ) и датчики линейных ускорений (ДЛУ).

Собственная частота колебаний также зависит от условий полета ракеты (скоростного напора, статической устойчивости) и в реальных условиях стрельбы может изменяться в широких пределах. Она должна находиться в определенном соотношении с частотой среза контура управления, выбор которой обусловливается оптимумом систематических и случайных составляющих ошибок наведения.

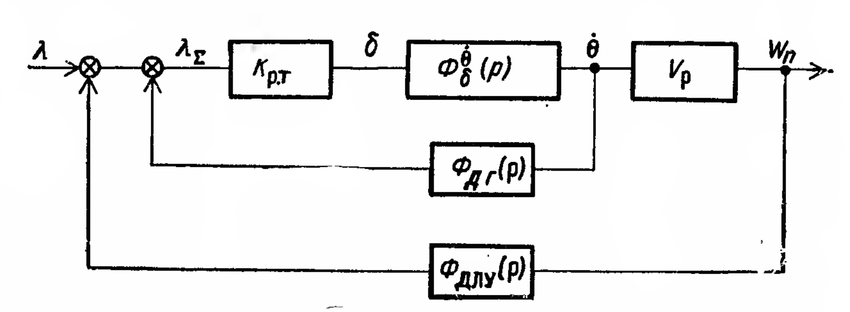


Рис. 3.5. Структурная схема ракеты с учетом обратных связей

Структурная схема ракеты с учетом обратных связей показана на рис. 3.5. На схеме кроме звеньев, формирующих сигналы, пропорциональные угловой скорости и поперечному ускорению ракеты, показано звено рулевого тракта, которое устанавливает связь между суммарным управляющим сигналом и углом отклонения руля.

Применительно к структурной схеме:

передаточная функция ракеты с рулевым трактом

$$\Phi_\lambda^W(p) = \frac{K_{р.т}\Phi_\delta^{\dot\theta}(p)\,V_р}{1 + K_{р.т}\Phi_\delta^{\dot\theta}(p)\,\Phi_{ДГ}(p) + \eta K_р\Phi_\delta^{\dot\theta}(p)\,V_р\Phi_{ДЛУ}(p)};$$

коэффициент усиления ракеты с рулевым трактом

$$K_W^* = \frac{K_{р.т}K_рV_р}{1 + K_{р.т}K_рK_{ДГ} + \eta K_{р.т}K_рV_рK_{ДЛУ}}.$$

Передаточная функция $\Phi_{ДГ}(p)$ должна обеспечить демпфирование колебаний ракеты, вызванных случайными возмущениями, и исключить влияние обратной связи при развороте ракеты под действием команд управления.

Датчики линейных ускорений ориентируются так, чтобы их оси чувствительности совпадали с поперечными осями связанной системы координат ракеты. Ускорения, измеряемые ДЛУ (рис. 3.6), в принципе не равны нормальным ускорениям ракеты. Рассогласование осей связанной и скоростной систем координат, т. е. действующих и измеряемых ускорений, учитывается поправочным коэффициентом η.

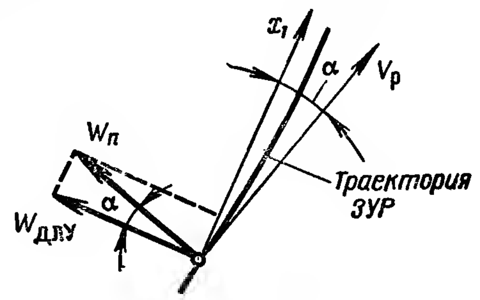


Рис. 3.6. Нормальное W_n и поперечное $W_{ДЛУ}$ ускорения ракеты

Назначение обратной связи по нормальному ускорению более подробно будет рассмотрено при характеристике контура управления телеуправляемой и самонаводящейся ракет (см. подразд. 3.3).

3.3. СТРУКТУРНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ НАВЕДЕНИЯ ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ

Контур командного управления ракетой

Контур командного управления ракетой включает (рис. 3.7):

систему измерения координат ракеты (локатор ракеты);

устройство для определения параметра рассогласования и формирования команды управления (СВК);

канал радиоуправления (РУ);

зенитную управляемую ракету с системой стабилизации;

кинематическое звено ракеты (КЗ-2).

Цель, а следовательно, и система измерения координат цели (локатор цели) находятся во внешней цепи, не входящей в замкнутый контур. Движение цели $L_ц(t)$ является источником внешних регулярных воздействий на контур наведения ЗУР. Локатор цели, локатор ракеты и командная радиолиния в той или иной степени подвержены воздействию различных помех ($u_{п1}$, $u_{п2}$, $u_{п3}$).

Динамические свойства контура управления в значительной мере определяются передаточной функцией системы выработки команд.

В подразд. 2.2 указывалось, что при использовании командных систем телеуправления в качестве параметра рас-

согласования принимается линейное отклонение ракеты от кинематической траектории:

$$h_\varepsilon = r_р (\varepsilon_к - \varepsilon_р) \text{ и } h_\beta = r_р (\beta_к - \beta_р).$$

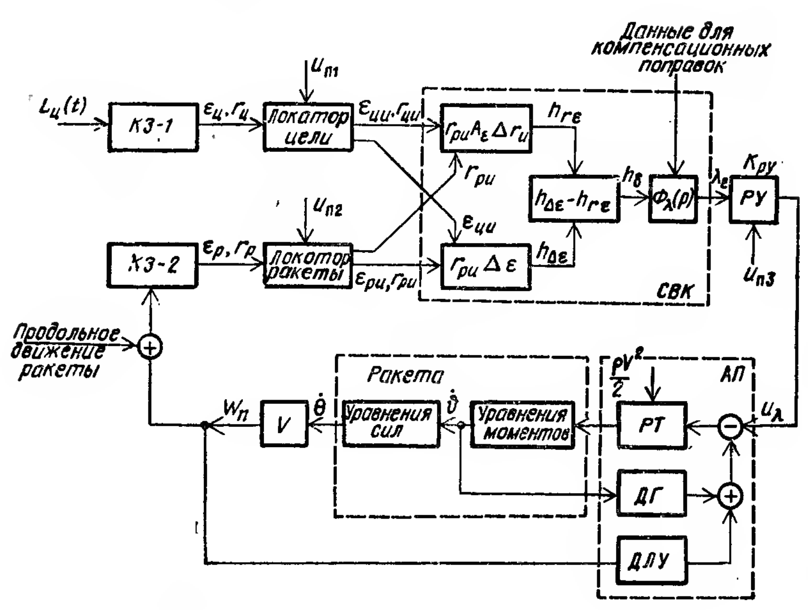


Рис. 3.7. Контур командного управления ракетой

Требуемые угловые координаты ракеты $\varepsilon_к$ и $\beta_к$ определяются методом наведения, координатами и параметрами движения цели. Используя зависимости (2.2), получим:

$$\left.\begin{aligned} h_\varepsilon &= r_р (\varepsilon_ц - \varepsilon_р) + r_р A_\varepsilon \Delta r = h_{\Delta\varepsilon} - h_{r\varepsilon}; \\ h_\beta &= r_р (\beta_ц - \beta_р) + r_р A_\beta \Delta r = h_{\Delta\beta} - h_{r\beta}. \end{aligned}\right\} \quad (3.9)$$

При формировании команды управления сигнал, соответствующий первому слагаемому параметра рассогласования (3.9), можно называть **сигналом ошибки** ($h_{\Delta\varepsilon}$, $h_{\Delta\beta}$), а второму слагаемому — **сигналом упреждения** ($h_{r\varepsilon}$, $h_{r\beta}$).

Очевидно, если в каждой плоскости наведения сигнал ошибки равен сигналу упреждения, то ракета находится на кинематической траектории и отклонения для формирования команды управления в положении ракеты нет. Сравнением сигналов ошибки и сигналов упреждения можно выявить соответствие действительного положения ракеты требуемому.

Измерение координат цели и ракеты в общем случае осуществляется станцией наведения ракет с некоторыми ошибками. Поэтому на рис. 3.7 обозначения $r_ц$, $\varepsilon_ц$, $r_р$, $\varepsilon_р$ означают

действительные, а с индексом «и» — измеренные значения координат цели и ракеты.

Заданной величиной для контура управления является сигнал упреждения $h_{r\varepsilon} = r_{ри} A_\varepsilon \Delta r_и$, вырабатываемый задающим устройством на основе координат и параметров движения цели и дальности до ракеты в соответствии с принятой структурой параметра A_ε. Регулируемая величина — сигнал ошибки $h_{\Delta\varepsilon} = r_{ри} \Delta\varepsilon$ — вычисляется на основе разности угловых координат цели и ракеты. Сравнение этих сигналов осуществляется в измерительном устройстве. При наличии разности $h_\varepsilon = h_{\Delta\varepsilon} - h_{r\varepsilon}$, т. е. линейного отклонения ракеты от кинематической траектории, в управляющих устройствах будет выработана команда управления λ и по линии радиоуправления через автопилот выдана на рули ракеты, обеспечивая их отклонение на соответствующий угол δ. Возникшая нормальная сила сближает ракету с кинематической траекторией, уменьшая величину линейного рассогласования h_ε.

Связь между нормальным ускорением W_n (выходная величина объекта управления) и координатами $r_р$, $\varepsilon_р$ ракеты определяется принятым методом наведения и параметром рассогласования системы (передаточной функцией кинематического звена КЗ-2). Изменение координат ракеты $r_р$ и $\varepsilon_р$ обнаруживается локатором и автоматически учитывается при формировании команды управления.

Формирование команды управления на основе лишь линейного отклонения ракеты от кинематической траектории недостаточно для устойчивого движения ракеты к цели. По мере уменьшения h_ε будет уменьшаться и величина управляющей силы. Однако пока существует сила, скорость сближения ракеты возрастает. В тот момент, когда ракета окажется на кинематической траектории и управляющая сила исчезнет, эта скорость будет максимальной, ракета начнет отклоняться в другую сторону, пункт наведения выдаст команду другого знака. При действии этой команды сначала начнется торможение ракеты, а затем ее сближение с кинематической траекторией и т. д.

Вследствие того что ракета инерционна, в момент выхода ее на кинематическую траекторию, несмотря на равенство нулю команды управления, она сохранит какой-то угол атаки. Действие управляющей силы будет продолжаться, а поперечная скорость расти. Максимум этой скорости окажется при некотором удалении ракеты от кинематической траектории. В общем случае центр масс зенитной управляемой ракеты не будет совершать затухающих колебаний около кинематической траектории. Наведение окажется неустойчивым.

Таким образом, чтобы наведение зенитной управляемой ракеты было устойчивым, необходимо предвидеть ее возмож-

ное движение, т. е. формировать команды управления не только на основе величины, но и с учетом скорости и ускорения изменения ($\dot{h}$ и $\ddot{h}$) линейного отклонения ракеты от кинематической траектории.

Скорость может быть определена дифференцированием по времени функций h_ε и h_β, а ускорение — дифференцированием этих функций дважды. Флюктуации отраженного от цели сигнала и наличие случайных составляющих ошибок в функции $h(t)$ могут обусловить нецелесообразность использования для формирования команд вторых производных параметра рассогласования, полученных непосредственным дифференцированием этой функции дважды.

В этом случае при выработке команд управления используются лишь линейные отклонения h_ε и h_β и скорости изменений линейных отклонений ракеты $\dot{h}_\varepsilon$ и $\dot{h}_\beta$, а ускорения вводятся в контур с помощью датчиков линейных ускорений, устанавливаемых на борту ракеты. ДЛУ ориентируются так, чтобы их оси чувствительности совпадали с соответствующей поперечной осью ракеты. Сигнал с датчика линейных ускорений, примерно пропорциональный $\ddot{h}_\varepsilon$ и $\ddot{h}_\beta$, алгебраически суммируется с сигналом команды управления и подается на рули ракеты (РТ).

В командных системах телеуправления кроме параметра рассогласования, вычисленного на основе измеренных координат цели и ракеты и принятого метода наведения, при формировании команд управления учитываются и различные к о м п е н с а ц и о н н ы е   п о п р а в к и для обеспечения требуемой точности наведения ракеты на цель.

Наиболее характерными компенсационными поправками являются:

поправка $h_д$, компенсирующая систематическую составляющую динамической ошибки наведения ракеты на цель; величина этой поправки зависит от коэффициента усиления контура управления, принятого метода наведения, координат и параметров цели;

поправка компенсации силы тяжести ракеты $h_в$;

поправки $h_{инст}$, обусловленные инструментальными ошибками, свойственными принятому способу определения координат ракеты и цели.

Таким образом, в общем виде команды управления можно представить следующими функциями:

$$\left.\begin{aligned}\lambda_\varepsilon &= f_1(h_\varepsilon,\ \dot{h}_\varepsilon,\ h_д,\ h_в,\ h_{инст},\ldots);\\ \lambda_\beta &= f_2(h_\beta,\ \dot{h}_\beta,\ h_д,\ h_в,\ h_{инст},\ldots).\end{aligned}\right\}$$

Система наведения ракеты является существенно нестационарной системой из-за нестационарности параметров ки-

нематического звена и ракеты. Однако эти параметры в процессе наведения ракеты изменяются сравнительно медленно, что позволяет для анализа контура управления использовать принцип «замораживания» коэффициентов и аппарат передаточных функций $\Phi(p)$. «Замораживание» коэффициентов обычно производится для наиболее характерных участков траектории.

Структурные схемы отдельных звеньев контура управления и их передаточные функции рассматриваются в специальных работах.

Контур самонаведения ЗУР

В состав контура самонаведения ЗУР входят головка самонаведения, зенитная управляемая ракета с системой стабилизации и кинематическое звено (КЗ-2). Система самонаведения помимо контура, замыкающегося через кинематическое звено, имеет ряд внутренних контуров автоматического управления.

Движение цели, а также продольное движение ракеты определяют внешние регулярные возмущения контура.

Динамические свойства ракеты как звена контура управления рассмотрены в подразд. 2.2. Структурная схема ракеты с системой стабилизации в принципе не отличается от соответствующей структурной схемы телеуправляемой ракеты. Поэтому рассмотрим только элементы контура, относящиеся к головке самонаведения.

Для реализации методов самонаведения необходима информация об угловой скорости линии визирования цели (методы пропорционального и параллельного сближения) или текущем значении угла упреждения (методы погони). Формирование команд управления, как правило, осуществляется с учетом различного рода компенсационных поправок. В этом случае возникает необходимость в получении информации как об угловых скоростях линии ракета — цель, так и о величине углов упреждения (пеленга) цели.

Решение задачи автоматического слежения за целью головкой самонаведения, размещенной на борту ракеты, осуществляется координатором с помощью различных следящих приводов. В системах самонаведения ракет наибольшее применение нашли так называемые подвижные координаторы. Они обеспечивают перемещение равносигнального направления относительно корпуса ракеты независимо от его движения. Поворот равносигнальной линии может производиться либо механически (поворотом антенны), либо электрически (при использовании ФАР и др.).

Ошибки сопровождения цели должны быть минимальными, даже при небольших дальностях ракета — цель, когда скорость сопровождения велика. Антенна и исполнительное

устройство подвижного координатора развязываются относительно угловых движений корпуса ракеты. Эта развязка достигается использованием в координаторе гироплатформ и гироскопических исполнительных устройств.

На рис. 3.8 показана функциональная схема головки самонаведения со следящим гироприводом. Антенна жестко уста-

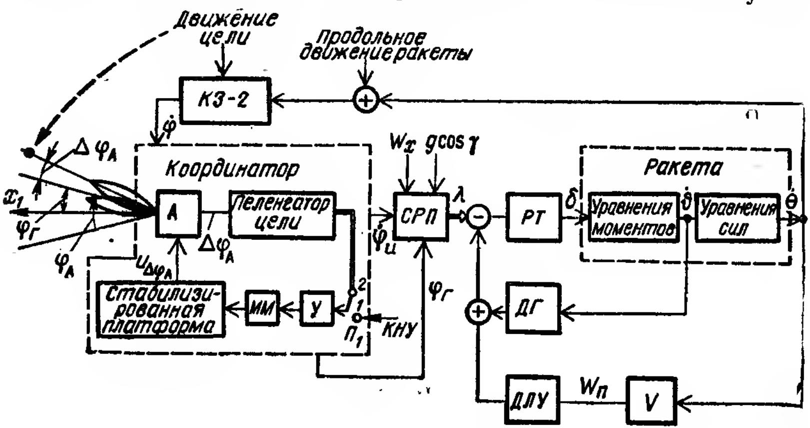


Рис. 3.8. Контур системы самонаведения ракеты

новлена на гиростабилизированной платформе. Ее разворот в направлении на цель достигается соответствующим разворотом гироплатформы. Перед началом самонаведения переключатель $П_1$ находится в положении *1*.

Команды начальной установки (КНУ) или поиска цели, усиленные усилителем *У*, поступают на моментные моторы *ММ* и заставляют платформу прецессировать до тех пор, пока ось равносигнальной зоны не совпадет с направлением на цель. После этого переключатель $П_1$ устанавливается в положение *2* и начинается процесс автоматического слежения за целью.

Система, состоящая из стабилизированной платформы, моментных моторов *ММ* и усилителя *У*, называется **гироприводом.**

Входной величиной пеленгатора является угол отклонения цели от равносигнального направления $\Delta\varphi_A$, являющийся сигналом ошибки следящей системы ГСН. Этот сигнал равен нулю, если $\Delta\varphi_A=0$. При $\Delta\varphi_A\neq 0$ напряжение ошибки, пропорциональное отклонению цели от равносигнального направления, обеспечивает разворот антенны ГСН на цель, т. е. слежение за целью.

Установившееся значение ошибки слежения ГСН за целью $\Delta\varphi_{A уст}$ будет тем больше, чем больше измеряемая угловая скорость антенны ω_A и чем меньше произведение коэффици-

ентов передачи пеленгационного устройства и гиропривода. Выбором передаточных функций этих устройств и обеспечивается малая величина динамических ошибок сопровождения, возможность надежного слежения за целью при допустимых углах зрения пеленгатора.

При использовании в координаторе гиростабилизированной платформы и гироскопических исполнительных устройств сравнительно просто измерить угловую скорость поворота антенны (линии ракета — цель), принимаемую при методах пропорционального или параллельного сближения за параметр рассогласования.

Так же как и в системах телеуправления, характер передаточной функции контура самонаведения в значительной мере обеспечивается выбором передаточной функции счетно-решающего прибора.

На регулярный сигнал, т. е. величину угловой скорости линии ракета — цель $\dot{\varphi}$, оказывают влияние: движение цели, ускорение свободного падения g и продольное ускорение ракеты W_{x_1}. Антенна головки самонаведения устанавливается под радиопрозрачным обтекателем. Обтекатель, как правило, вносит в полученную информацию о взаимном движении цели и ракеты не только случайную, но и систематическую составляющую ошибки, вызванную преломлением электромагнитной энергии в его стенках. Следовательно, команда управления при использовании в качестве параметра рассогласования угловой скорости поворота антенны в общем случае может быть представлена в виде

$$\lambda_{\varphi}=K(\omega_A+\Delta\omega_к)\,\Phi(p),$$

где K — коэффициент;

ω_A — измеренное значение угловой скорости антенны;

$\Delta\omega_к$ — компенсационная составляющая угловой скорости, обусловленная действием силы тяжести, продольным ускорением ЗУР и преломлением обтекателя;

$\Phi(p)$ — передаточная функция счетно-решающего прибора.

Кинематическое звено КЗ-2 определяет связь между движением цели, движением ракеты и угловой скоростью поворота антенны (положением линии визирования цели — углом φ).

При больших расстояниях D как движение цели, так и движение ракеты мало влияют на угловую скорость вращения линии ракета — цель. При малых расстояниях уже небольшие изменения в положении цели и ракеты могут вызвать резкие изменения направления линии ракета — цель, привести к большим отклонениям рулей и даже срыву самонаведения.

Системы самонаведения являются существенно нестационарными и даже нелинейными системами, особенно при малых расстояниях между ракетой и целью. Метод «замораживания» коэффициентов может быть использован лишь для качественного анализа таких систем и для выявления влияния различных параметров на их точностные характеристики.

4. ХАРАКТЕР И ИСТОЧНИКИ ОШИБОК НАВЕДЕНИЯ РАКЕТЫ НА ЦЕЛЬ

4.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ОШИБОК НАВЕДЕНИЯ

Стрельба зенитными управляемыми ракетами неизбежно сопровождается рассеиванием траекторий, связанным с ошибками наведения ракеты на цель. Ошибки наведения смещают действительную траекторию ракеты относительно кинематической траектории, проходящей через цель. Если произвести при одних и тех же условиях обстрел цели зенитными управляемыми ракетами, то их действительные траектории не совпадут, величины промаха будут различны. При изменении условий стрельбы характеристики рассеивания траекторий также изменятся.

Система управления должна обеспечивать вывод ракеты в заданный район относительно цели. Ошибки наведения не должны превосходить радиуса эффективного действия боевой части ракеты.

Точность наведения ракеты оценивается числовыми характеристиками закона распределения ошибок наведения в картинной или какой-либо другой характерной плоскости у цели.

Картинной* называется плоскость, перпендикулярная линии визирования цели (рис. 4.1, *а*).

При теоретическом анализе эффективности стрельбы в качестве плоскости оценки ошибок наведения ракеты обычно принимается плоскость, перпендикулярная вектору относительной скорости ракеты (рис. 4.1, *б*).

Ошибки наведения ракеты на цель по своему характеру могут быть систематическими и случайными, а по причинам возникновения их принято делить на динамические, флюктуационные и инструментальные.

Систематическими ошибками называются такие ошибки, которые при стрельбе остаются постоянными или изменяют-

---

* Далее по тексту плоскость оценки ошибок наведения ракеты.

ся по вполне определенному закону. Они могут быть выявлены и устранены вводом соответствующих поправок. Если величины систематических ошибок зависят от параметров движения цели, изменяющихся при стрельбе в широких пределах, то точная компенсация таких ошибок в ряде случаев затруднена.

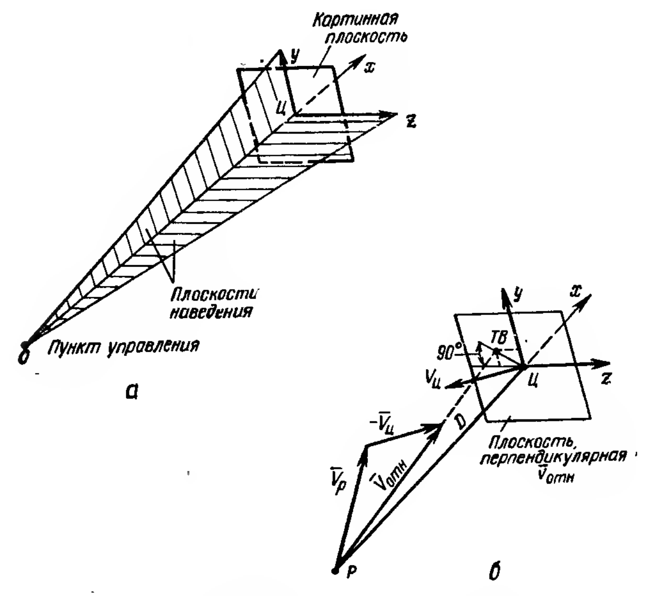


Рис. 4.1. Плоскости оценки ошибок наведения

Систематические ошибки наведения вызывают при стрельбе систематическое отклонение действительной траектории от кинематической. Траекторию, по которой двигалась бы каждая ракета при неизменных условиях стрельбы и при наличии только систематической ошибки, иногда называют *средней траекторией*. Пересечение средней траектории с картинной плоскостью определяет центр рассеивания точек пересечения действительных траекторий с этой плоскостью (рис. 4.2).

Случайными ошибками называются такие ошибки, которые при каждом пуске ракеты могут иметь различные значения величины и знака, причем неизвестно заранее, какие именно. Эти ошибки вызывают случайные отклонения действительных траекторий ракеты от средней траектории, т. е. рассеивание точек пересечения действительных траекторий с картинной плоскостью. Можно считать, что случайные ошибки наведения ракеты подчиняются нормальному закону распределения.

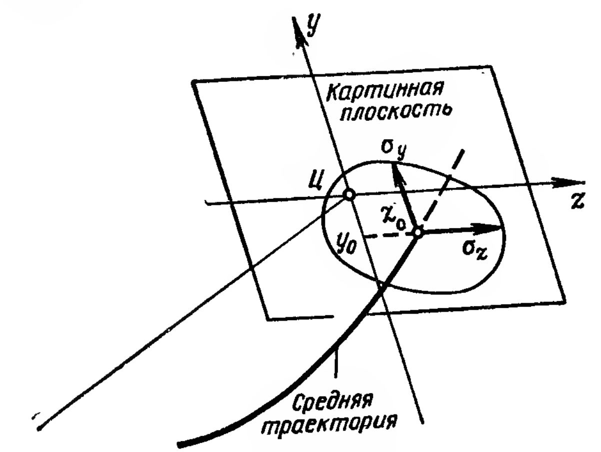


Рис. 4.2. Средняя траектория ракеты

4.2. ОСНОВНЫЕ РАСЧЕТНЫЕ ЗАВИСИМОСТИ НОРМАЛЬНОГО ЗАКОНА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ

Нормальный закон распределения случайной величины Y характеризуется плотностью вероятности вида

$$f(y) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(y-y_0)^2}{2\sigma^2}},$$

где y_0 — математическое ожидание случайной величины;
σ — средняя квадратическая ошибка случайной величины;
$e=2{,}718282$ — основание натуральных логарифмов.

Математическое ожидание случайной величины является характеристикой ее положения на числовой оси и определяет среднее значение, около которого группируются все возможные значения случайной величины.

Средняя квадратическая ошибка есть характеристика рассеивания случайной величины около ее величины математического ожидания. Квадрат средней квадратической ошибки называется **дисперсией**.

Дисперсия случайной величины есть математическое ожидание квадрата отклонения случайной величины Y от ее математического ожидания:

$$\sigma^2[Y] = m[(Y - y_0)^2].$$

В артиллерийской практике при оценке рассеивания случайных величин, подчиненных нормальному закону, часто

вместо средней квадратической ошибки используют числовую характеристику, называемую **срединной ошибкой** или **срединным отклонением**. Срединным отклонением называется половина длины участка, вероятность попадания в который равна 0,5. Срединное отклонение E связано со средней квадратической ошибкой соотношением $E \approx 0,675\sigma$.

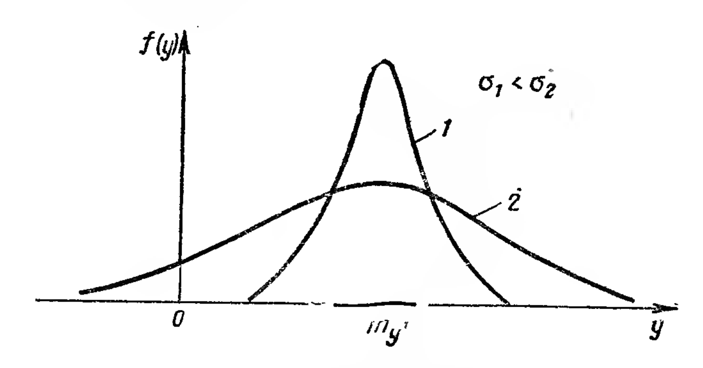


Рис. 4.3. Кривая распределения нормального закона

Кривая *1* распределения нормального закона имеет симметричный холмообразный вид (рис. 4.3). Увеличение σ уменьшает максимальное значение плотности вероятности и делает кривую распределения более широкой (*2*).

Вероятность попадания случайной величины Y в заданный интервал (y_1, y_2)

$$P(y_1 < Y \leqslant y_2) = \int_{y_1}^{y_2} \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(y-y_0)^2}{2\sigma^2}} dy. \qquad (4.1)$$

Введем переменную

$$t = \frac{y - y_0}{\sigma\sqrt{2}}.$$

Тогда интеграл (4.1) можно переписать в виде

$$P(y_1 < Y < y_2) = \frac{1}{\sqrt{\pi}} \int_{t_1}^{t_2} e^{-t^2} dt =$$

$$= \frac{1}{2}\left[\frac{2}{\sqrt{\pi}}\int_0^{t_2} e^{-t^2} dt - \frac{2}{\sqrt{\pi}}\int_0^{t_1} e^{-t^2} dt\right]. \qquad (4.2)$$

Неопределенный интеграл $\int e^{-t^2} dt$ не выражается через элементарные функции. Для вычисления вероятности попадания случайной величины Y в заданный интервал используются таблицы функции Лапласа (приложение 2):

$$\Phi(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x e^{-t^2} dt.$$

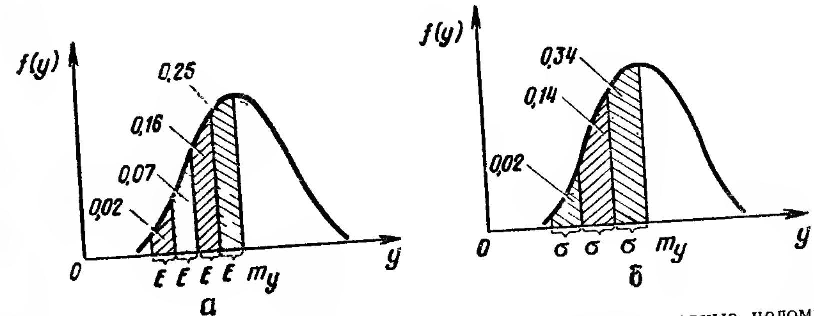


Рис. 4.4. Вероятность попадания величины Y в участки, равные целому числу:

а — срединной ошибки (E); *б* — средней квадратической ошибки (σ)

В записи через функции Лапласа зависимость (4.2) имеет вид

$$P(y_1 < Y < y_2) = \frac{1}{2}\left[\Phi\left(\frac{y_2 - y_0}{\sigma\sqrt{2}}\right) - \Phi\left(\frac{y_1 - y_0}{\sigma\sqrt{2}}\right)\right]. \qquad (4.3)$$

Для вычисления вероятности $P(y_1 < Y < y_2)$ достаточно подсчитать величины $(y_2 - y_0)/\sigma\sqrt{2}$ и $(y_1 - y_0)/\sigma\sqrt{2}$, войти в таблицы функций Лапласа и в соответствии с формулой (4.3) выполнить арифметические действия.

Если заданный интервал симметричен относительно центра рассеивания, то

$$P(y_0 - l < Y < y_0 + l) = \Phi\left(\frac{l}{\sigma\sqrt{2}}\right).$$

Результаты вычисления вероятности попадания случайной величины на участки, откладываемые от центра рассеивания и равные целому числу срединной и средней квадратической ошибок, показаны на рис. 4.4, из которого, в частности, следует, что рассеивание случайной величины, подчиненной нормальному закону, практически укладывается на участке $\pm 4E$ или $\pm 3\sigma$ относительно центра рассеивания. В пределах 96% измерений ошибка по абсолютной величине не превосходит 2σ.

Нормальный закон распределения случайных величин Y и Z на плоскости характеризуется плотностью вероятности вида

$$f(y,\ z) =$$

$$= \frac{1}{2\pi\sigma_y\sigma_z\sqrt{1-\rho_{yz}^2}}\, e^{-\frac{1}{2\left(1-\rho_{yz}^2\right)}\left[\frac{(y-y_0)^2}{\sigma_y^2} - \frac{2\rho_{yz}(y-y_0)(z-z_0)}{\sigma_y\sigma_z} + \frac{(z-z_0)^2}{\sigma_z^2}\right]},$$

где ρ_{yz} — коэффициент корреляции, характеризующий степень тесноты линейной зависимости между случайными величинами.

Случайные величины Y, Z ... могут быть зависимыми или независимыми.

События называются **независимыми,** если появление одного из них не влияет на вероятность появления другого. Две случайные величины Y и Z находятся в корреляционной зависимости, если каждому значению любой из этих величин соответствует определенное распределение вероятности другой.

Зависимость случайных величин определяется значением **корреляционного момента** K_{yz}, равного:

для дискретных случайных величин

$$K_{yz} = \sum_i \sum_j (y_i - y_0)(z_j - z_0) P_{ij};$$

для непрерывных случайных величин

$$K_{yz} = \int_{-\infty}^{+\infty}\!\!\int (y - y_0)(z - z_0) f(y,\ z)\, dy\, dz.$$

Коэффициент корреляции равен отношению корреляционного момента к произведению средних квадратических ошибок случайных величин:

$$\rho_{yz} = \frac{K_{yz}}{\sigma_y\sigma_z}.$$

Значение этого коэффициента изменяется от -1 до $+1$. Для независимых, а следовательно, и некоррелированных случайных величин коэффициент корреляции равен нулю. Если случайные величины Y и Z связаны линейной функциональной зависимостью вида $Z = aY + b$, то их коэффициент корреляции $\rho_{yz} = \pm 1$, где знак «+» или «—» берется в соответствии со знаком a.

Положительная корреляция между случайными величинами означает тенденцию в среднем возрастать, а отрицательная в среднем убывать одной случайной величины при возрастании другой.

Если случайные величины Y и Z не коррелированы, то

$$f(y,\ z) = \frac{1}{2\pi\sigma_y\sigma_z}\, e^{-\left[\frac{(y-y_0)^2}{2\sigma_y^2} + \frac{(z-z_0)^2}{2\sigma_y^2}\right]}.$$

Форма поверхности двухмерного нормального закона распределения показана на рис. 4.5. Сечение этой поверхности плоскостями, параллельными плоскости yoz, дает семейство

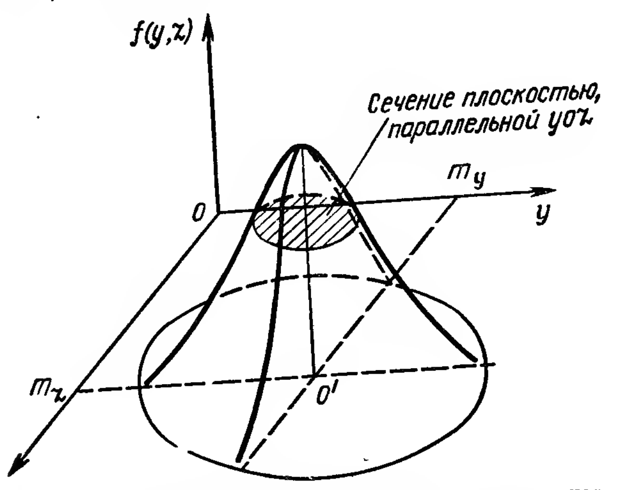


Рис. 4.5. Графическое представление двухмерного нормального закона распределения

эллипсов (при $\sigma_y = \sigma_z$ семейство окружностей). Во всех точках каждого из них плотность вероятности $f(y,\ z)$ постоянна.

Вероятности попадания точки внутрь эллипса, описываемого уравнением

$$\frac{(y-y_0)^2}{\sigma_y^2} + \frac{(z-z_0)^2}{\sigma_z^2} = C^2,$$

приведены в табл. 4.1.

Круговая вероятная ошибка (к. в. о) определяется как радиус круга 50% рассеивания. При $\sigma_y = \sigma_z = \sigma$ к. в. о $= 1{,}1774\sigma$.

Таблица 4.1

Вероятность попадания	0,25	0,50	0,75	0,90	0,95	0,99
Отношения полуосей эллипса к средним квадратическим ошибкам (C)	0,758	1,177	1,665	2,146	2,448	3,035

Используя таблицы функций Лапласа, так же как и в случае одномерного распределения, легко вычислить вероятность попадания в прямоугольник со сторонами, параллельными главным осям рассеивания (рис. 4.6):

$$P(y,\ z \subset S) = \frac{1}{4}\left[\Phi\left(\frac{y_2 - y_0}{\sigma_y\sqrt{2}}\right) - \Phi\left(\frac{y_1 - y_0}{\sigma_y\sqrt{2}}\right)\right] \times$$
$$\times \left[\Phi\left(\frac{z_2 - z_0}{\sigma_z\sqrt{2}}\right) - \Phi\left(\frac{z_1 - z_0}{\sigma_z\sqrt{2}}\right)\right].$$

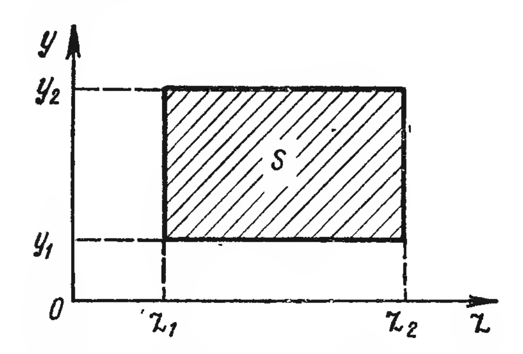


Рис. 4.6. К определению вероятности попадания в прямоугольник

Трехмерный нормальный закон распределения независимых случайных величин при совпадении центра рассеивания с началом координат характеризуется плотностью вероятности вида

$$f(x,\ y,\ z) = \frac{1}{(2\pi)^{3/2}\sigma_x\sigma_y\sigma_z} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{x^2}{\sigma_x^2} + \frac{y^2}{\sigma_y^2} + \frac{z^2}{\sigma_z^2}\right)}.$$

Вероятность попадания в прямоугольный параллелепипед со сторонами, параллельными главным осям рассеивания, определяется по таблице функций Лапласа путем умножения вероятностей $P(x_1 < X < x_2)$ $P(y_1 < Y < y_2)$ $P(z_1 < Z < z_2)$.

Поверхность, в каждой точке которой плотность вероятности $f\ (x,\ y,\ z) = \mathrm{const}$, представляет собой поверхность эллипсоида, обычно называемого эллипсоидом рассеивания.

4.3. ДИНАМИЧЕСКИЕ ОШИБКИ НАВЕДЕНИЯ РАКЕТЫ НА ЦЕЛЬ

Основными характеристиками любой системы автоматического управления являются статическая и динамическая точность ее работы. **Статическая точность** оценивается величиной установившейся ошибки (ошибки в значении регулируемого параметра после окончания переходного процесса), а **динамическая точность** — способностью воспроизведения управляющего воздействия в переходном процессе.

Система наведения ракет не имеет установившихся состояний. Входное, изменяющееся во времени воздействие, обусловленное движением цели, а также продольным движением ракеты, действует на систему непрерывно. Контур управления, статические и динамические свойства которого определенным образом оптимизированы, отрабатывает это воздействие в общем случае с некоторой ошибкой, называемой динамической.

Следовательно, **динамической ошибкой наведения ракеты на цель** принято называть отклонение ракеты от цели в картинной плоскости, возникшее в результате отработки ракетой внешних воздействий на систему наведения, обусловленных движением цели, а также продольным движением ракеты. При этом предполагается, что входное воздействие не имеет случайных помех и инструментальных ошибок.

Динамика процесса наведения зависит от коэффициента усиления и быстродействия контура управления. Для определения быстродействия систем автоматического регулирования применяются различные критерии. Их использование обусловлено конкретными условиями задачи. Если, например, динамические свойства системы определены ее частотной характеристикой, в качестве основного критерия для оценки быстродействия используют ширину полосы пропускания по уровню 0,7[7].

Влияние инерционности контура управления на величину ошибок наведения ракеты на цель часто оценивается временем установления $t_у$ и эквивалентным временем запаздывания $\tau_э$.

Временем установления (или переходного процесса) называется время, необходимое для того, чтобы абсолютное значение разности между входной величиной и ее конечным значением установилось и оставалось в дальнейшем менее некоторого заданного предела после приложения ступенчатого входного воздействия или возмущения. Обычно под $t_у$ принято понимать такое время, в течение которого отклонение на выходе достигает 90% установившегося значения.

Время запаздывания характеризует отставание выходного отклонения от идеального, которое было бы на выходе идеально безынерционной системы. Для реальной системы оно характеризуется эквивалентным временем запаздывания. Приближенно можно полагать, что $\tau_э = (0{,}5 \div 0{,}7)\,t_у$.

Всю совокупность составляющих динамической ошибки наведения ракеты на цель в соответствии с причинами их возникновения можно разбить на следующие группы:

а) ошибки, обусловленные ограниченными возможностями ракеты по перегрузке;

б) ошибки, вызванные погрешностями ввода в команды управления компенсационных поправок на систематическую составляющую динамической ошибки метода наведения, продольное ускорение ракеты и ускорение силы тяжести;

в) ошибки переходных процессов, вызванные случайным отклонением ракеты от требуемого положения в момент начала управления, маневром цели, а также другими резкими возмущениями контура наведения.

Ошибка, обусловленная ограниченными возможностями ракеты по перегрузке

Маневренность ракеты характеризуется величиной ее располагаемых перегрузок, зависящих для заданной ЗУР от скорости и высоты ее полета. Располагаемые перегрузки определяют минимально возможный радиус кривизны траектории ракеты:

$$\rho_{\text{т}\,\min} = \frac{V_{\text{р}}^2}{n_{\text{расп}}\, g}.$$

Если предположить, например, скорость ракеты $V_{\text{р}}$ равной 1500 м/с, величину нормальной располагаемой перегрузки $n_{\text{расп}}=10$, то минимальный радиус кривизны траектории $\rho_{\text{т}\,\min}=11{,}3$ км.

Кривизна требуемой траектории определяется методом наведения, скоростными характеристиками цели и ракеты, положением точки встречи ракеты с целью относительно пункта наведения (точки старта ракеты). Если в заданных условиях полета ракеты к цели ее располагаемые перегрузки станут меньше кинематических, то ракета сойдет с требуемой траектории и будет двигаться по дуге окружности радиуса $\rho_{\text{т}\,\min}$. Возникнет динамическая ошибка, обусловленная ограниченной маневренностью ракеты, которая приведет к возрастанию промаха ЗУР, а при больших ее значениях — непоражению цели.

Появление динамических ошибок такого рода может происходить при потере ракетой скорости (на пассивном участке траектории), на больших высотах, а также при обстреле скоростных целей (за пределами возможностей ЗРК по скорости).

Влиять на величину такой ошибки стреляющий может лишь выбором положения в пространстве точки встречи ракеты с целью, а также назначением метода наведения, обеспечивающего меньшую кривизну кинематической траектории (при наличии возможностей).

Ошибки, вызванные погрешностями ввода в команды управления компенсационных поправок

Для исключения систематических составляющих динамической ошибки наведения ракеты на цель команды управления формируются с учетом компенсационных поправок:

а) в системах телеуправления:
на величину динамической ошибки метода наведения;
на ускорение силы тяжести;

б) в системах самонаведения:
на продольное ускорение ракеты;
на ускорение силы тяжести.

Кратко рассмотрим физический смысл компенсационных поправок.

Компенсация динамической ошибки метода наведения должна осуществляться в соответствии с формулой (2.9). Однако формирование такой компенсационной поправки по ряду причин (сложность, возрастание случайных составляющих и т. д.) не всегда целесообразно и возможно. В этих случаях, как указывалось выше, ограничиваются зависимостью (2.10):

$$h_{\text{д}} \approx \frac{W_{\text{к}\,n}}{K_0}.$$

Нормальные кинематические ускорения ракеты в районе точки встречи в общем случае являются функциями координат цели, их первых и вторых производных, параметра ракеты $\varkappa$ и коэффициента метода m (формула 2.25):

$$\left.\begin{aligned} W_{\text{к}\,ny} &= \varkappa(1-m)\dot\varepsilon_{\text{ц}} + r_{\text{ц}}\left(m\dot\varepsilon_{\text{ц}}\frac{\Delta\ddot r}{\Delta\dot r} + m^2\dot\beta_{\text{ц}}^2\cos\varepsilon_{\text{ц}}\sin\varepsilon_{\text{ц}}\right) + \\ &\quad + (1-2m)(W_{\text{ц}\,ny} - 2\dot r_{\text{ц}}\dot\varepsilon_{\text{ц}}); \\ W_{\text{к}\,nz} &= -\varkappa[(1-m)\dot\beta_{\text{ц}}\cos\varepsilon_{\text{ц}}] - r_{\text{ц}}\left(m\dot\beta_{\text{ц}}\frac{\Delta\ddot r}{\Delta\dot r}\cos\varepsilon_{\text{ц}} - \right. \\ &\quad \left. - 2m^2\dot\varepsilon_{\text{ц}}\dot\beta_{\text{ц}}\sin\varepsilon_{\text{ц}}\right) + (W_{\text{ц}\,nz} + 2\dot r_{\text{ц}}\dot\beta_{\text{ц}}\cos\varepsilon_{\text{ц}})(1-2m), \end{aligned}\right\}$$

где $\varkappa = 2\dot r_{\text{р}} - r_{\text{р}}\dfrac{\dot V_{\text{р}}}{V_{\text{р}}}$.

При $m=0$ формулы определяют нормальные ускорения метода трех точек, $m=0{,}5$ и $m=1$ — метода половинного и полного спрямления траектории соответственно.

Наибольшую величину в этих уравнениях имеют первые слагаемые, которые определяют величину и структуру компенсационной поправки:

$$h_{\text{д}\varepsilon} = \frac{\varkappa}{K_0}(1-m)\dot\varepsilon_{\text{ц}} \quad \text{и} \quad h_{\text{д}\beta} = \frac{\varkappa}{K_0}(1-m)\dot\beta_{\text{ц}}\cos\varepsilon_{\text{ц}}, \qquad (4.4)$$

Анализ уравнений (4.4) показывает, что величина компенсационной поправки должна быть различной при наведе-

нии ракеты на цель на активном и пассивном участках траектории ЗУР, так как первая производная скорости $V_р$ параметра $\varkappa$ меняет свой знак. Коэффициент усиления разомкнутого контура управления в общем случае также не остается стабильным и зависит от условий встречи ракеты с целью. Поэтому компенсационная поправка на величину динамической ошибки в общем случае является функцией не только угловых скоростей движения цели, но и времени полета ракеты до точки встречи, т. е. должна задаваться зависимостями вида:

$$h_{д\varepsilon} = K_1(t)\,\dot{\varepsilon}_ц \text{ и}$$

$$h_{д\beta} = K_2(t)\,\dot{\beta}_ц \sin\varepsilon_ц,$$

где $K_1(t)$ и $K_2(t)$ — временные функции.

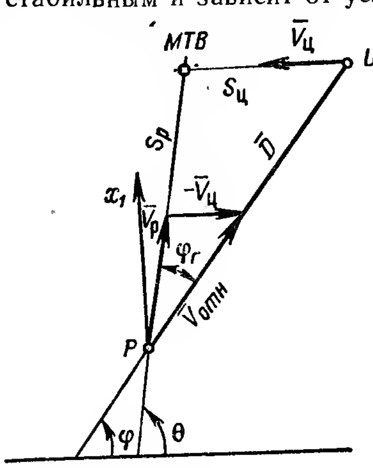


Рис. 4.7. К определению поправки на продольное ускорение ракеты

Компенсационная составляющая команды управления совмещает динамическую траекторию с кинематической. Ошибка такого совмещения в различных условиях стрельбы не должна превосходить допустимых значений.

Стремление добиться более точной компенсационной составляющей динамической ошибки приводит, как правило, к возрастанию флюктуационных составляющих ошибки. Очевидно, оптимальным будет решение, обеспечивающее наименьшую величину суммарной ошибки наведения ракеты на цель.

Продольное ускорение самонаводящейся ракеты, т. е. изменение ее скорости, приводит к непрерывному перемещению положения мгновенной точки встречи и соответственно появлению входного воздействия на контур. Для разгрузки контура и уменьшения динамической ошибки, обусловленной его инерционностью, в состав команд управления должна вводиться компенсационная поправка на продольное ускорение ЗУР. Это ускорение сравнительно просто измеряется датчиками, расположенными на борту ракеты.

Определим зависимость угловой скорости линии ракета — цель φ, принятой нами за параметр рассогласования, от продольного ускорения ракеты. Для простоты предположим, что цель движется равномерно и прямолинейно, а ракета равноускоренно.

Пусть в некоторый момент времени цель находится в

точке *Ц*, ракета в точке *Р* и ее вектор скорости направлен в мгновенную точку встречи (рис. 4.7). Тогда

$$\frac{s_ц}{\sin\varphi_г} = \frac{s_р}{\sin\varphi},$$

где

$$s_ц = V_ц t \text{ и } s_р = \left(V_р + \frac{\dot{V}_р t}{2}\right)t.$$

Следовательно,

$$V_ц \sin\varphi = \left(V_р + \frac{\dot{V}_р t}{2}\right)\sin\varphi_г. \qquad (4.5)$$

Дифференцируя правую и левую части уравнения (4.5) по времени при заданных выше условиях движения цели и ракеты, имеем

$$V_ц\dot{\varphi}\cos\varphi = \frac{\dot{V}_р}{2}\sin\varphi_г + \left(V_р + \frac{\dot{V}_р t}{2}\right)\dot{\varphi}_г\cos\varphi_г.$$

В общем случае

$$\dot{\varphi}_г = \dot{\theta} - \dot{\varphi} = k\dot{\varphi} - \dot{\varphi} = (k-1)\,\dot{\varphi}.$$

Тогда

$$\dot{\varphi}\left[V_ц\cos\varphi - (k-1)\left(V_р + \frac{\dot{V}_р t}{2}\right)\cos\varphi_г\right] = \frac{\dot{V}_р}{2}\sin\varphi_г.$$

Учитывая, что представленное в квадратных скобках выражение характеризует скорость изменения дальности ракета — цель $\dot{D}$, а $\dot{V}_р \approx W_{x_1} = n_{x_1} g$, величина компенсационной поправки на продольное ускорение ракеты может быть записана в виде

$$\dot{\varphi}_W \approx \frac{n_{x_1} g}{2\dot{D}}\varphi_г.$$

Таким образом, продольное ускорение ракеты приводит к появлению дополнительной составляющей угловой скорости линии визирования цели. Значение этой скорости зависит не только от величины продольной перегрузки ЗУР, но и от параметров движения ракеты и цели в районе точки встречи (скорости сближения ракеты и цели, угла пеленга ГСН). Эти параметры в зависимости от условий встречи могут изменяться в достаточно широком пределе. Их определению и вводу в счетно-решающий прибор ГСН сопутствуют определенные погрешности, приводящие к появлению систематической и случайной составляющей динамической ошибки наведения ЗУР.

Сила тяжести является одной из внешних сил, приложенных к ракете при ее полете. Она непрерывно создает возму-

щающее воздействие на контур. Если в составе команды не иметь компенсационной поправки, то действие силы тяжести вызовет появление систематической ошибки наведения ракеты в вертикальной плоскости. Это очевидно, так как угол поворота рулей, необходимый для компенсации силы тяжести подъемной аэродинамической силой, может быть получен только при наличии параметра рассогласования, соответственно которому формируется команда управления.

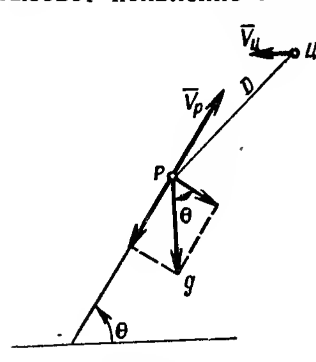


Рис. 4.8. Поправки на вес ракеты

В системах телеуправления параметром рассогласования является линейное отклонение ракеты от кинематической траектории h. Коэффициент усиления разомкнутого контура управления K_0 характеризует связь между нормальным ускорением ракеты W_n (выходная величина) и параметром рассогласования h (входная величина):

$$K_0 = \frac{W_n}{h}.$$

Ускорение свободного падения g может быть разложено на две составляющие: нормальную и касательную к траектории (рис. 4.8). Нормальная составляющая $g \cos \theta$ должна быть компенсирована вводом поправки в команду управления. Ее величина равна

$$h_{д.в} = \frac{g \cos \theta}{K_0}.$$

При иксообразном расположении ракеты в полете поправка в команду вводится для обоих каналов управления.

В системах самонаведения за параметр рассогласования принимается угловая скорость линии ракета — цель (методы пропорционального и параллельного сближения), на величину которой оказывает влияние не только нормальная, но и касательная к траектории составляющая силы тяжести. Влияние последней аналогично продольному ускорению ЗУР.

Если плоскость сближения самонаводящейся ЗУР с целью не совпадает с вертикальной плоскостью, то компенсационная поправка на силу тяжести ракеты должна вводиться в каналы тангажа и курса. Величина поправки пропорциональна $\frac{g \cos \gamma}{2|\dot{D}|}$ и $\frac{g \sin \gamma}{2|\dot{D}|}$ соответственно, где γ — угол крена ракеты.

Ошибки переходных процессов

По признаку наведения траектория зенитной управляемой ракеты с момента ее старта до встречи с целью может быть разделена на начальный участок *ОА*, участок вывода *АВ*, участок наведения *ВЦ* (рис. 4.9).

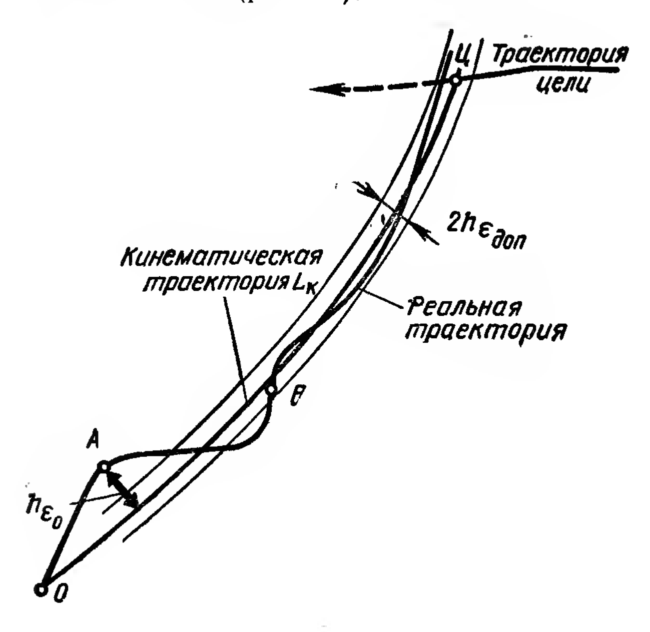


Рис. 4.9. Участки траектории ракеты

Начальный участок — это участок траектории неуправляемого полета ракеты после старта. Существование этого участка обусловлено следующими обстоятельствами: управление ракетой становится достаточно эффективным только после достижения ею определенной скорости полета, управление целесообразно осуществлять, например, после сброса ускорителей и т. д.

Старт ракеты может быть вертикальным или наклонным. Вертикальный или близкий к вертикальному старт обеспечивает быстрый набор высоты и, как следствие, меньшее полетное время до точки встречи при обстреле высотных целей. После набора высоты ракета по команде с пункта наведения или по заранее заданной программе может быть повернута на требуемый угол тангажа. В зенитных ракетных комплексах, предназначенных для поражения целей на малых и средних дальностях, наиболее целесообразен с точки зрения уменьшения занятости канала наклонный старт ракеты. При этом значение угла старта ракеты определяется положением

линии визирования цели в момент пуска ЗУР и параметрами движения цели.

В конце неуправляемого полета положение ракеты (точка A) может не соответствовать выбранному методу наведения и положению цели, т. е. ракета может находиться не на кинематической траектории. В этом случае она должна быть выведена на кинематическую (требуемую) траекторию. Вывод телеуправляемой ракеты на кинематическую траекторию считается законченным, если ее отклонение не превосходит заданной величины. Допустимое значение этого отклонения определяется эффективностью действия по цели боевого снаряжения ЗУР.

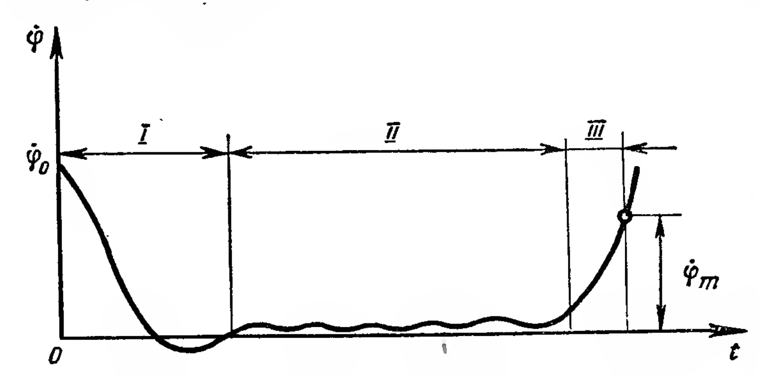


Рис. 4.10. Этапы процесса самонаведения ракеты

Участок траектории с момента начала управления до устранения начальной ошибки рассогласования называется **участком вывода ракеты** на кинематическую траекторию. При рассмотрении возможностей по обстрелу целей на различных дальностях под участком вывода часто понимают участок траектории от точки старта ракеты до получения допустимой ошибки в ее положении.

Участок наведения — это такой участок траектории полета ЗУР, на котором система наведения стремится удержать ракету на кинематической траектории с ошибкой, не превосходящей допустимого значения. Если цель не маневрирует и не возникает других причин резкого изменения входного воздействия, то контур работает в режиме, близком к установившемуся, т. е. без переходных процессов.

Весь процесс самонаведения ракеты (рис. 4.10) условно можно разделить на три этапа:

I — этап отработки начального рассогласования;

II — основной этап наведения;

III — этап резкого возрастания угловой скорости линии ракета — цель (этап неустойчивого движения).

Рассмотрим эти этапы на примере наведения ракеты на цель по методу пропорционального сближения.

Пусть в момент начала самонаведения угловая скорость линии ракета — цель равна некоторому значению $\dot{\varphi}_0$. Наличие этой угловой скорости говорит о том, что вектор скорости ракеты не направлен в мгновенную точку встречи (начальное значение угла упреждения $\varphi_{\text{г}_0}=\theta-\varphi_0$ задано неправильно). Контур управления должен ликвидировать начальную ошибку в положении вектора скорости ракеты, т. е. свести к нулю угловую скорость $\dot{\varphi}$ линии ракета — цель. Этап отработки начального рассогласования (I) заканчивается обеспечением минимального значения угловой скорости линии ракета — цель, при котором значение мгновенного промаха ракеты не будет превосходить заданной величины.

На этапе наведения (II) контур управления обеспечивает слежение с допустимой ошибкой за мгновенной точкой встречи ракеты с целью, т. е. стремится поддержать угловую скорость линии ракета — цель близкой к нулю. Продолжительность этапа II зависит от интервала времени между моментами отработки начального рассогласования и встречи ракеты с целью и может изменяться от нуля до максимального значения, обусловленного работоспособностью системы.

На этапе III (в районе точки встречи) угловая скорость линии ракета — цель возрастает, что приводит в конечном счете к срыву самонаведения. Причиной резкого возрастания угловой скорости является наличие ошибки в отслеживании вектором скорости ракеты мгновенной точки встречи.

При резких маневрах цели в контуре управления возникают переходные процессы. Величина ошибки, обусловленной маневром цели, в районе точки встречи зависит от ряда факторов. Рассмотрим их на примере самонаводящейся ракеты.

Маневр цели направлением или скоростью полета приводит к резкому изменению положения мгновенной точки встречи. На вход системы управления поступит сигнал рассогласования, пропорциональный угловой скорости линии ракета — цель. Инерционность звеньев контура управления, и в первую очередь самой ракеты, обусловит запаздывание в отработке входного воздействия, а следовательно, и появление динамической ошибки наведения. Влияние инерционности системы и маневренности ЗУР на точность наведения ракеты на маневрирующую цель иллюстрируется рис. 4.11.

Пусть до некоторого момента времени, принятого за начало отсчета ($t=0$), цель двигалась равномерно и прямолинейно вдоль горизонтальной оси Z, а вектор скорости ракеты $\overline{V}_{\text{р}}$ лежал в вертикальной плоскости и был направлен в упрежденную точку встречи A_0. Положения цели и ракеты в момент времени $t=0$ соответственно обозначены точками $Ц_0$ и P_0. Далее предположим, что в этот момент цель мгновенно развила нормальное ускорение $W_{\text{ц}x}=n_{\text{ц}x}g$ и начала

маневр курсом, двигаясь по дуге $Ц_0Ц_в$. Положение мгновенной точки встречи стало непрерывно перемещаться.

Для устранения ошибки в положении вектора скорости ракета также должна получить некоторое ускорение вдоль оси X ($W_{px}=n_{px}g$). Ввиду инерционности звеньев контура на-

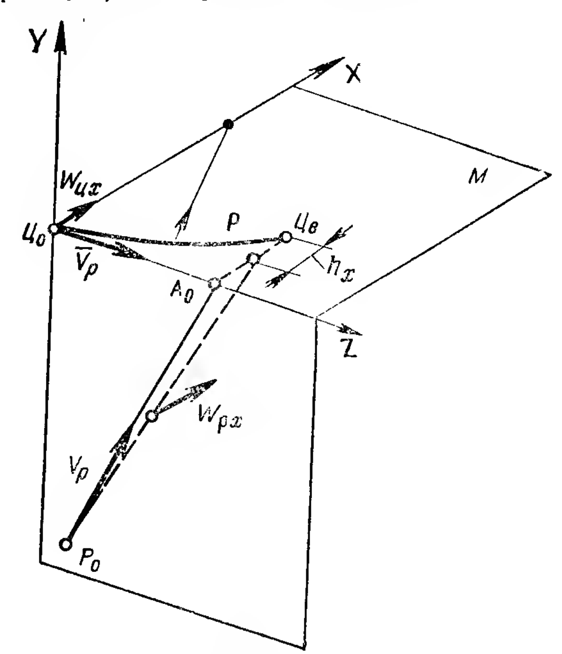


Рис. 4.11. Влияние маневра цели на точность стрельбы ЗУР

ведения ракета разовьет ускорение W_{px} с некоторым запаздыванием τ.

Если время от момента начала маневра до момента встречи невелико, то промах ракеты будет примерно равен

$$h_x \approx \frac{W_{ц\,x} t_в^2}{2} - \frac{W_{p\,x}(t_в - \tau)^2}{2}$$

или

$$h_x \approx \frac{n_{ц\,x} t_в^2 - n_{p\,x}(t_в - \tau)^2}{2}. \qquad (4.6)$$

Перепишем формулу (4.6) в виде

$$h_x \approx \frac{1}{2}\left[t_в^2 - \frac{n_{p\,x}}{n_{ц\,x}}(t_в - \tau)^2\right]. \qquad (4.7)$$

Из формулы (4.7) видно, что динамическая ошибка наведения, обусловленная маневром цели, зависит от соотношения перегрузок, развиваемых ракетой и целью, инерционно-

сти системы управления, а также от времени начала маневра цели относительно момента встречи. Вычислив $dh_x/dt_в$ и приравняв производную к нулю, можно определить время $t_в = t_{в.кр}$, при котором (при прочих равных условиях) промах h_x будет максимальным. Это время равно

$$t_{в,\,кр} = \frac{\tau}{1 + \dfrac{n_{ц\,x}}{n_{p\,x}}},$$

т. е. оно определяется инерционностью контура управления и соотношением перегрузок, развиваемых ракетой и целью. Наиболее эффективным является маневр цели, который совершается за несколько секунд до встречи.

Выбор параметров контура управления ЗРК, а также вида огня должен производиться таким образом, чтобы снизить влияние маневра цели на эффективность стрельбы.

Изменение метода наведения в процессе полета ракеты к цели приводит к появлению значительной величины параметра рассогласования. Действительное положение ракеты перестает соответствовать требуемому. Ракету необходимо перевести на новую кинематическую траекторию. Если встреча ракеты с целью произойдет до окончания этапа перевода, то сопутствующие переходному процессу возросшие ошибки снизят вероятность поражения цели. Следовательно, изменение метода наведения в процессе полета ракеты целесообразно лишь при определенном значении интервала времени до встречи с целью, который при заданных характеристиках контура управления и параметрах движения цели обеспечивает перевод ракеты на новую траекторию и затухание переходного процесса.

Газодинамические возмущения контура, связанные с изменением режима работы двигательной установки, и **переход ракеты с активного участка траектории на пассивный, особенно при резком спаде тяги двигателя,** в той или иной степени сопровождаются возрастанием ошибок наведения ракеты на цель. Встреча ракеты с целью на этом участке траектории нежелательна с точки зрения обеспечения максимума вероятности поражения цели.

Возможны и другие причины, приводящие к возникновению переходного процесса в контуре управления.

4.4. ФЛЮКТУАЦИОННЫЕ И ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫЕ ОШИБКИ НАВЕДЕНИЯ РАКЕТЫ НА ЦЕЛЬ

Флюктуационные ошибки наведения

Флюктуационной ошибкой называется отклонение ракеты от динамической траектории, возникающее вследствие случайных возмущений в контуре управления. Причинами возникновения случайных возмущений являются:

колебания амплитуды и энергетического центра отраженного от цели сигнала;

внутренние шумы радиоэлектронной аппаратуры;

естественные помехи (отражения от земли, гидрометеорологические и другие факторы);

радиоэлектронные помехи, создаваемые противником.

Флюктуационные возмущения наиболее характерны для работы измерительных средств системы. Определение координат и параметров движения цели, а также координат ракеты всегда сопровождается такими возмущениями.

Воздушная цель, облученная радиолокатором, становится источником вторичного излучения. При отражении радиолокационный сигнал претерпевает ряд изменений, зависящих от свойств цели. Мощность отраженного сигнала зависит от дальности до цели и ее эффективной отражающей поверхности, частота — от скорости, фаза — от ракурса цели относительно радиолокатора.

Эффективная отражающая поверхность каждого типа цели — некоторое статистическое среднее, подверженное заметным флюктуациям. Флюктуации отраженного сигнала по амплитуде и фазе обусловлены взаимным перемещением цели и радиолокатора, изменением ракурса цели, вибрацией ее поверхностей, изменением условий распространения радиоволн. Характер этих флюктуаций зависит от геометрической формы и размеров воздушной цели, скорости ее полета, состояния атмосферы, несущей частоты радиолокатора и т. п.

Таким образом, отраженный от цели сигнал флюктуирует во времени как по амплитуде, так и по фазе. Эти флюктуации проявляются в виде случайных изменений сигнала ошибки измерения углового положения цели, а также дальности.

Входным сигналом радиолокационной системы является сумма отраженного от цели сигнала и внутренних шумов приемника.

Внутренние шумы приемника — это в основном тепловые и дробовые шумы. При уменьшении дальности до цели вследствие возрастания мощности сигнала и увеличения соотношения сигнал/шум на входе приемника влияние внутренних шумов уменьшается.

Флюктуации принятого сигнала приводят к появлению ошибок измерения координат цели, но практически не изменяют преобразовательных свойств элементов системы управления ракетой. Поэтому с достаточной степенью точности флюктуационные ошибки наведения телеуправляемой ракеты на цель можно считать пропорциональными флюктуационным ошибкам сопровождения цели в первую очередь по угловым координатам

$$\sigma_{фл} = K_{фл}\sigma_{сопр.\,фл},$$

где $\sigma_{фл}$ — средняя квадратическая флюктуационная ошибка наведения ракеты в рассматриваемой плоскости управления;

$\sigma_{сопр.\,фл}$ — средняя квадратическая ошибка сопровождения цели по угловой координате, обусловленная флюктуациями принятого сигнала;

$K_{фл}$ — коэффициент пропорциональности (трансформации).

Флюктуационную ошибку углового сопровождения цели и коэффициент трансформации достаточно просто определить экспериментально.

Величина флюктуационной ошибки наведения в системах телеуправления зависит от типа и характера воздушной цели, способа сопровождения цели, координат и параметров движения цели, принятого метода наведения и параметра рассогласования системы.

Флюктуационные ошибки сопровождения групповой цели (группы самолетов, наблюдаемых на экране радиолокатора в виде одной отметки), как правило, больше флюктуационных ошибок сопровождения одиночной цели.

Особенностью работы радиолокационных устройств по низколетящим целям является наличие мешающего фона из-за влияния земли и местных предметов. Изрезанность диаграммы направленности, дробление отметки от цели, наличие помех от земли и местных предметов могут приводить к росту ошибок сопровождения по угловым координатам и дальности, а следовательно, и ошибок наведения ракеты на цель.

Наличие флюктуационной составляющей ошибки в координатах цели неизбежно приводит к появлению таких же составляющих ошибки в производных координат. При этом при многократном дифференцировании координат величина ошибки может оказаться соизмеримой с полученным результатом. Следовательно, простота вычисления параметра рассогласования системы непосредственно связана с уменьшением флюктуационной ошибки наведения ракеты. С этой точки зрения метод трех точек лучше методов спрямления траектории.

Организованные радиоэлектронные помехи создаются для того, чтобы разорвать контур наведения ракеты (вызвать срыв наведения ракеты) или увеличить ошибки наведения ракеты (снизить вероятность поражения цели). Помехи могут привести не только к возрастанию флюктуационных ошибок сопровождения цели, но и к изменению преобразовательных свойств системы управления из-за ее перегрузки шумами.

В системах самонаведения источниками флюктуационных ошибок также являются флюктуации отраженных от цели сигналов и внутренние шумы приемника головки самонаведения.

Наибольшее влияние на ошибки наведения оказывают флюктуации сигнала по угловым координатам, наименьшее — флюктуации по амплитуде. Это объясняется тем, что в системах самонаведения для сопровождения цели по угловым координатам, как правило, используются методы мгновенного равносигнального направления, а параметр рассогласования системы является функцией угловых координат или скоростей линии ракета — цель. Пеленгационные устройства с мгновенным равносигнальным направлением теоретически нечувствительны к амплитудным флюктуациям отраженного от цели сигнала. Угловые флюктуации непосредственно влияют на точность определения параметра рассогласования, являясь основным источником флюктуационных ошибок.

Внутренние шумы аппаратуры ГСН могут быть разделены на две основные группы: шумы приемника и шумы следящей системы. Последние определяются конструктивными и технологическими характеристиками следящего координатора цели.

Флюктуационные ошибки систем телеуправления и самонаведения могут быть следствием и других случайных возмущений контура управления (турбулентности атмосферы, газодинамических факторов и др.).

Флюктуационные ошибки, являясь по своему существу случайными, вызывают рассеивание траекторий ракет относительно цели. Для их характеристики необходимо знать величину средней квадратической ошибки $\sigma_{фл}$. Ее определение связано с оценкой реакции системы управления на возмущения, имеющие характер случайных процессов.

Инструментальные ошибки наведения

Инструментальной ошибкой называется ошибка, возникающая вследствие ограниченной точности и нестабильности работы аппаратуры комплекса. Она состоит из инструментальных ошибок устройств измерения координат цели и ракеты, выработки и передачи команд управления, автопилота и других элементов контура.

Величина инструментальных ошибок в значительной степени зависит от состояния техники, своевременности и качества проведения технического обслуживания на ней, точности регулировки элементов и схем, выставки номинальных параметров аппаратуры.

Совокупность факторов, вызывающих появление инструментальных ошибок, условно можно разделить на три группы.

Первая группа — допущения при конструктивном решении задач наведения, погрешности принятых методов измерения координат цели и ракеты, выработки параметра рассогласования и команд управления.

Приведем примеры инструментальной ошибки наведения ракеты, обусловленной причинами такого вида.

Антенны пеленгационных устройств головок самонаведения ракет устанавливаются в головной части ракеты под радиопрозрачным колпаком-обтекателем [19]. Стенки обтекате-

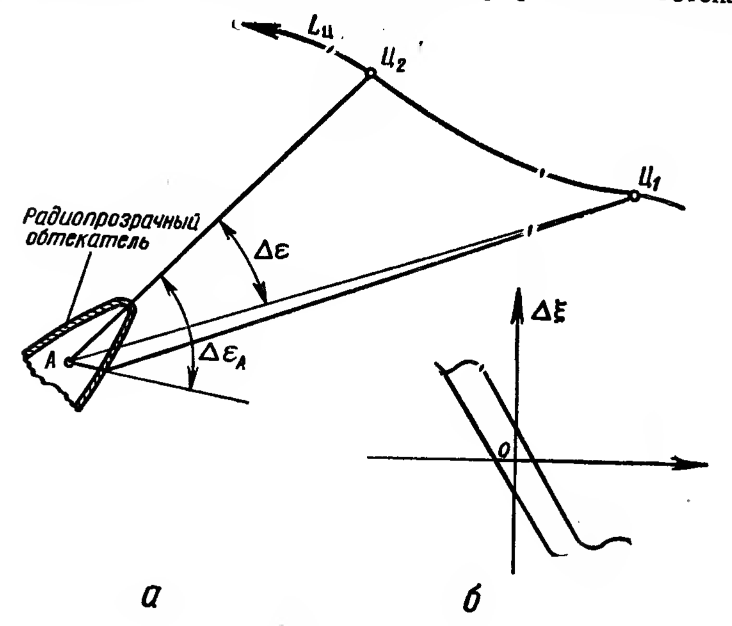


Рис. 4.12. К определению поправки на обтекатель

ля должны выдерживать значительные силовые и тепловые нагрузки. Они имеют с точки зрения влияния на распространение радиоволн достаточную толщину. Форма обтекателя по возможности не должна ухудшать аэродинамических характеристик ракеты. В вытянутом обтекателе величина преломления луча зависит от величины угла между осью симметрии обтекателя и линией ракета — цель (угла пеленга цели). Зависимость угла смещения электрической оси антенны $\Delta\xi$ от угла пеленга цели ξ называется *статической пеленгационной характеристикой обтекателя*. Вид этой характеристики показан на рис. 4.12, *б*. Наличие ошибки $\Delta\xi$ в определении угловой координаты цели за счет влияния обтекателя приводит к тому, что

$$\varphi_{изм} = \varphi + \Delta\xi.$$

На рис. 4.12, *а* для неподвижной ракеты показаны два положения цели и соответствующие углы перемещения антенны головки самонаведения $\Delta\varepsilon_A$ и линии ракета — цель $\Delta\varepsilon$.

Из рис. 4.12, *а* видно, что $\Delta\varepsilon_A \neq \Delta\varepsilon$. Следовательно, угловая скорость поворота антенны не равна угловой скорости поворота линии ракета — цель. Измеренный параметр рассогласования не соответствует истинному.

Влияние обтекателя на величину угловой координаты цели приводит к тому, что контур управления оказывается охваченным дополнительной обратной связью. Эта обратная связь может принимать как отрицательные, так и положительные значения. При положительной обратной связи контур может терять устойчивость, резко возрастают ошибки самонаведения.

Для повышения устойчивости контура и уменьшения ошибок наведения ракеты на цель в команду управления необходимо ввести компенсационную поправку на обтекатель, зависящую от углового упреждения цели относительно продольной оси ракеты. Разброс характеристик обтекателей и необходимость обеспечения устойчивости контура приводят к тому, что эта поправка не исключает случайной и систематической составляющей ошибки наведения.

Для командных систем телеуправления можно привести такой пример инструментальной ошибки рассматриваемого вида. Радиолокаторы визирования ракеты систем телеуправления, как правило, работают с активным ответом. Это означает, что запросный сигнал радиолокатора переизлучается приемопередатчиком ракеты. Использование активного ответа позволяет исключить влияние эффективной отражающей поверхности ракеты на дальность и устойчивость ее сопровождения.

Для измерения угловых координат в радиолокационных станциях сопровождения ракеты и цели применяются различные методы угловой пеленгации: методы сканирования диаграммы направленности, методы амплитудного и фазового мгновенного сравнения сигналов, метод сканирования фазового центра и др. При методах сканирования в разность угловых координат ракеты и цели может вноситься инструментальная ошибка, обусловленная тем, что на входе приемника радиолокатора сигнал цели дважды, а ракеты только один раз промодулирован по закону формы диаграммы направленности. Эта ошибка по своему существу является систематической и может быть учтена при формировании команд управления вводом соответствующей компенсационной поправки.

К инструментальным ошибкам первой группы следует отнести также ошибки, причиной появления которых является погрешность компенсации скручивания систем координат при пространственном управлении ракетой и др.

Вторая группа — конструктивные и схемные недостатки, производственные допуски и регулировочные погрешности выставки номинальных значений параметров элементов контура наведения ракеты.

В систему управления входит большое количество элементов и схем, имеющих ограниченные точности своих номиналов. Их регулировка выполнена с определенными допусками. Кроме того, в процессе эксплуатации техники возможны разбалансировка схем, уход нулей и т. д. Инструментальные ошибки такого вида зависят от состояния техники, сроков ее эксплуатации, своевременности и качества профилактических работ на ней.

Третья группа — ограниченные возможности и ошибки человека-оператора, участвующего в работе контура наведения.

Оператор вносит инструментальную ошибку наведения, если он участвует в определении координат цели или является звеном в контуре управления ракетой. Поэтому говорить об инструментальной ошибке такого вида имеет смысл только применительно к системам телеуправления.

При участии человека в наведении ракеты большое внимание должно уделяться отбору и обучению оператора. Цель всякого отбора заключается в предсказании двух основных характеристик оператора: способности к освоению данной конкретной специальности и эффективности его действий в реальных условиях боевой работы.

Эффективность действий оператора в реальных условиях стрельбы зависит не только от его обученности, но и от целого ряда личностных качеств. Одна часть личностных качеств (чувство долга, ответственность, трудолюбие, настойчивость, решительность) более или менее легко поддаются целенаправленному воспитанию, а другая часть (реакция, уравновешенность, самообладание, способность к сосредоточению, психическая выносливость, распределение внимания и др.) являются более стойкими и практически мало меняются при подготовке операторов. Обеспечение надежности работы оператора в критических условиях предполагает изучение и учет не только его наличных, но и потенциальных возможностей. Сложные условия не должны вызывать снижения надежности и точности работы оператора. В этих условиях он должен действовать более эффективно.

В последние годы для оценки возможностей операторов все шире применяют так называемые тесты — набор четко сформулированных задач (устных, письменных, знаковых, двигательных и др.), предполагающих точные и краткие ответы. Совершенствуются также методы профессионального обучения и тренировок операторов.

При создании систем управления все в большей степени осуществляется учет эргономических факторов.

Для каждого зенитного ракетного комплекса инструментальная ошибка наведения ракеты характеризуется математическим ожиданием и дисперсией. От

комплекса к комплексу значение этой ошибки в большей мере случайно.

Возмущения контура, приводящие к инструментальным ошибкам, изменяются во времени сравнительно медленно, что позволяет оценивать их действие методами установившихся процессов.

4.5. О ВЛИЯНИИ СКРУЧИВАНИЯ СИСТЕМ КООРДИНАТ НА ТОЧНОСТЬ НАВЕДЕНИЯ ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ

При решении задач управления ракетой следует различать измерительную, командную и исполнительную системы координат.

Измерительной системой координат $oxyz$ является система, в которой определяется ошибка в положении ракеты (параметр рассогласования). В командных системах телеуправления она связана с плоскостями поворота антенн радиолокатора и измерения угловых координат, используемых для формирования параметра рассогласования, в системах самонаведения — с осями рамок гироплатформы, относительно которых производится измерение углов или угловых скоростей поворота антенны головки самонаведения.

Командной системой координат принято называть систему, в которой осуществляется формирование команды управления. В дальнейшем будем считать, что измерительная и командная системы координат совпадают.

Исполнительной системой координат является система, в которой осуществляется отработка команд управления, т. е. создаются нормальные силы, изменяющие направление полета ракеты. С точностью до углов атаки и скольжения оси этой системы $ox_Vy_Vz_V$ совпадают с осями связанной системы координат ракеты $o_1x_1y_1z_1$. Поэтому в первом приближении будем полагать, что оси исполнительной системы координат совпадают со связанными осями ракеты.

Чтобы система управления правильно отрабатывала ошибку в положении ракеты, необходимо обеспечить параллельность осей рассмотренных выше систем координат. Различный же характер их движения в процессе наведения ракеты может привести к нарушению параллельности осей измерительной и исполнительной систем координат, т. е. к так называемому **явлению скручивания координат.**

Ракета наводится на цель в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Поэтому при рассмотрении процесса наведения ракеты нас должно интересовать не столько направление осей oy и oz относительно осей o_1y_1 и o_1z_1, сколько положение плоскостей, в которых они лежат.

Предположим, что в момент начала управления измерительные и исполнительные плоскости систем координат совпадают, т. е. совпадают оси oy и oz с проекциями осей o_1y_1 и o_1z_1 на картинную плоскость (рис. 4.13, *а*).

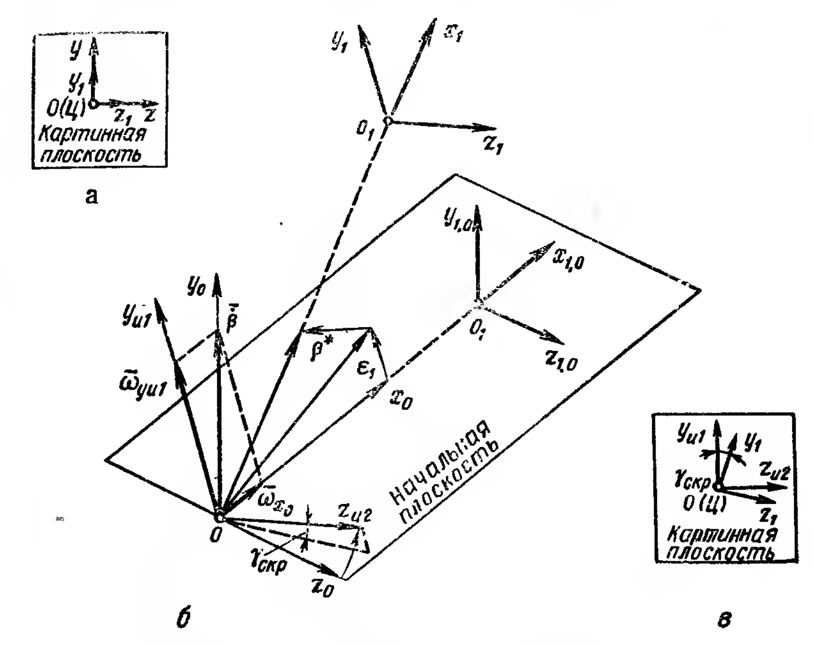


Рис. 4.13. Возникновение угла скручивания

Если при положении систем координат отработки и оценки отклонений, показанном на рис. 4.13, *а*, на ракету подать, например, команду $\lambda_в$, то она вызовет отклонение ракеты по оси o_1y_1, т. е. в вертикальной измерительной плоскости. Станция слежения за ракетой зафиксирует это отклонение одним угломестным каналом.

Теперь предположим, что в процессе наведения ракеты на цель произошло нарушение начальной взаимной ориентировки систем координат или возникли перекрестные связи между каналами управления. Проекции поперечных осей ракеты o_1y_1 и o_1z_1 на картинную плоскость не стали совпадать с осями oy и oz (рис. 4.13, *в*). Угол в картинной плоскости между соответствующими осями измерительной и проекциями осей исполнительной систем координат принято называть **углом скручивания** ($\gamma_{скр}$). Выданная команда $\lambda_в$ вызовет отклонение ракеты не в вертикальной измерительной плоскости, а в плоскости, перпендикулярной оси соответствующих рулей. Пункт наведения ракеты, выдав команду по одному из каналов, зафиксирует это отклонение уже двумя измери-

тельными каналами. При рассогласовании, равном 90°, команда λ_ε, поданная для изменения положения ракеты в вертикальной плоскости, вызовет ее отклонение в горизонтальной плоскости.

Явление скручивания координат ухудшает качество наведения ракеты. Малые углы скручивания приводят к затягиванию переходных процессов в системе управления, т. е. к снижению точностных характеристик комплекса. При больших углах скручивания контур наведения становится неустойчивым. Допустимое значение углов скручивания зависит от запаса устойчивости системы управления по фазе. При грубых оценках принято считать, что угол скручивания систем координат не должен превосходить 10°.

Таким образом, при наведении ракеты на цель необходимо не допускать скручивания исполнительной системы осей координат относительно измерительной или непрерывно определять величину угла скручивания и учитывать его при формировании команд управления.

Рассмотрим возможные способы решения этой задачи при телеуправлении и самонаведении ракеты.

При телеуправлении две подвижные системы координат (измерительную, используемую в радиолокаторе, и исполнительную, связанную с ракетой) необходимо каким-либо образом привязать к начальному положению.

Канал стабилизации ракеты по крену обеспечивает параллельность оси o_1z_1 (оси рулей тангажа) плоскости, перпендикулярной оси собственного вращения гироскопа. Положение этой плоскости определяется направлением оси гироскопа в момент его разарретирования. Разарретирование гироскопа, как правило, осуществляется в момент старта ракеты. Крен ракеты относительно этой начальной плоскости может возникать за счет ее поворота вокруг продольной оси, а также при развороте по курсу, если продольная ось ракеты не параллельна начальной плоскости. Механизм возникновения угла крена во втором случае аналогичен механизму возникновения угла скручивания измерительной системы осей координат.

Итак, свободный гироскоп обеспечивает измерение и ликвидацию крена ракеты относительно фиксированной (начальной) плоскости, сохраняя параллельность оси oz_1 этой плоскости при любом движении ракеты.

Положение измерительной системы осей координат также изменяется в процессе наведения ракеты. При этом параллельность осей oy, oz и o_1y_1, o_1z_1 (их начальное положение на рис. 4.13, *б* обозначено индексом «0») не нарушится, если измерительную систему координат повернуть только по азимуту, не изменяя угла места. Поворот же измерительной системы координат сначала по углу места, а затем по азимуту приведет к нарушению параллельности оси oz начальной плоскости, т. е. к появлению угла скручивания.

Скручивание, получающееся в результате относительного вращения рассматриваемых систем координат при совпадающих осях ox и o_1x_1, принято называть плоским. Механизм возникновения такого скручивания показан на рис. 4.13, *б*. После разворота измерительной системы координат по углу места на ε_1 и по азимуту на β^* ось $oz_{и2}$ уже не лежит в начальной плоскости; ее параллельность оси o_1z_1 нарушена.

Поворот измерительной системы координат вокруг оси $oy_{и1}$ можно представить как сумму ее поворотов вокруг осей ox_0 и oy_0:

$$\bar{\omega}_{y_{и,1}} = \bar{\dot{\beta}} + \bar{\omega}_{x_0}.$$

Очевидно, что угол скручивания

$$\gamma_{скр} = \int_0^t \omega_{x_0} dt$$

или

$$\gamma_{скр} = \int_{\beta_0}^{\beta^*} \sin \varepsilon_1 d\beta. \qquad (4.8)$$

Из формулы (4.8) следует, что величина угла скручивания зависит от пределов перемещения по углу места и азимуту измерительной системы координат в процессе наведения ракеты. Возможный диапазон изменения угла скручивания в реальных условиях стрельбы довольно велик.

Самонаведение ракет также неизбежно сопровождается возникновением угла скручивания измерительной и исполнительной систем координат. Это объясняется тем, что в процессе самонаведения ракеты на цель продольная ось ракеты не совпадает с осью антенны головки самонаведения (линией ракета — цель). Наличие излома этих осей приводит к тому, что перемещение антенны по азимуту вызывает скручивание измерительной системы координат относительно исполнительной.

Угол скручивания может учитываться при преобразовании сигналов управления λ_ε и λ_β в систему координат, связанную с рулями ракеты (команды K_1 и K_2). На рис. 4.14 показано, что в начальный момент рули ракеты (oy_1 и oz_1) повернуты относительно плоскостей измерения координат на угол 45° (oy_0 и oz_0). При наведении ракеты проекции oy_1 и oz_1 на картинную плоскость ввиду наличия в автопилоте устройств, устраняющих пространственный крен ракеты, остаются неизменными. Скручивание осей координат приводит к появле-

нию угла скручивания между текущим положением измерительной системы и стабилизированным положением исполнительной системы координат.

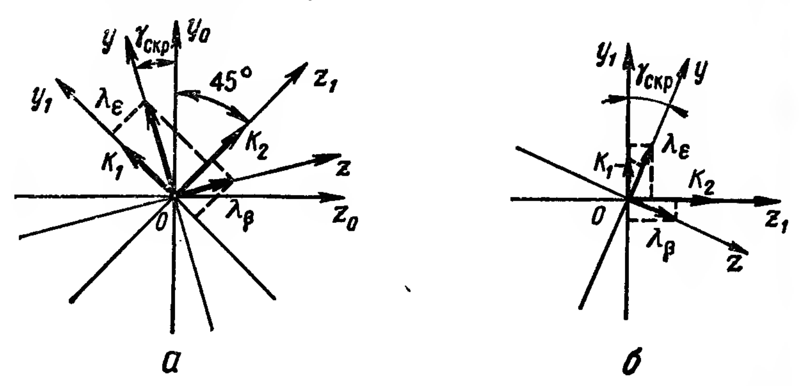


Рис. 4.14. Учет угла скручивания при формировании команд управления

Тогда

$$\left.\begin{aligned}K_1 &= \lambda_\varepsilon \sin(45^\circ - \gamma_{скр}) - \lambda_\beta \cos(45^\circ - \gamma_{скр});\\ K_2 &= \lambda_\varepsilon \cos(45^\circ - \gamma_{скр}) + \lambda_\beta \sin(45^\circ - \gamma_{скр}).\end{aligned}\right\} \qquad (4.9)$$

Если в начальный момент плоскости оценки и отработки отклонений совпадали, то формулы (4.9) имеют вид:

$$\left.\begin{aligned}K_1 &= \lambda_\varepsilon \cos\gamma_{скр} - \lambda_\beta \sin\gamma_{скр};\\ K_2 &= \lambda_\varepsilon \sin\lambda_{скр} + \lambda_\beta \cos\gamma_{скр}.\end{aligned}\right\}$$

В реальных условиях стрельбы имеет место не плоское, а пространственное скручивание измерительной и исполнительной систем координат, так как оси ox и o_1x_1 в общем случае не совпадают (в отличие от рис. 4.13, *б*). Формула (4.8) является приближенной. Ее применение для компенсации угла скручивания допустимо для ограниченных условий встречи ракеты с целью.

При самонаведении (телеуправлении второго вида) измерительная и исполнительная системы координат связаны с устройствами, размещенными на ракете. Определение взаимной разориентировки этих систем не вызывает трудностей. Погрешности в функционировании контура управления, обусловленные явлением скручивания координат, могут быть устранены соответствующим преобразованием команд K_1 и K_2 или формированием команды K_γ для разворота одной из систем координат (например, исполнительной) по крену. Команда на разворот ракеты по крену в каждый момент времени полета ЗУР обеспечивает совмещение вертикальной плоскости ее симметрии (плоскости углов атаки α) с плоскостью наведения. В общем случае величина K_γ определяется зависимостью

$$K_\gamma = \int_{t_0}^{t} \dot{\gamma}_{р.\,ск}(t)\,dt,$$

где t_0 — время начала управления;

$\dot{\gamma}_{р.ск}$ — потребная угловая скорость разворота ракеты по крену.

Угол $\gamma_{р.\,ск}$ имеет тот же физический смысл, что и $\gamma_{скр}$ (4.8), а величина потребной угловой скорости $\dot{\gamma}_{р.ск}$ есть функция угла пеленга в плоскости углов атаки α и угловой скорости изменения угла пеленга в плоскости углов скольжения β (см. рис. 1.5), т. е. $\dot{\gamma}_{р.ск}=f(\alpha, \dot{\beta}, t)$. Уровень ограничения потребной угловой скорости разворота ракеты по крену для обеспечения устойчивости управления должен устанавливаться с учетом высоты и времени полета ЗУР.

4.6. ВЕРОЯТНОСТЬ ПОПАДАНИЯ РАКЕТЫ В КРУГ ЗАДАННОГО РАДИУСА У ЦЕЛИ

Будем полагать, что математическое ожидание и средняя квадратическая ошибка рассеивания траекторий ракет в картинной плоскости у цели известны, а закон ошибок наведения является нормальным.

Определим вероятность попадания ракеты в круг заданного радиуса R у цели.

Первый случай — систематические ошибки отсутствуют ($y_0=z_0=0$), случайные ошибки наведения подчиняются круговому закону ($\sigma_y=\sigma_z=\sigma$).

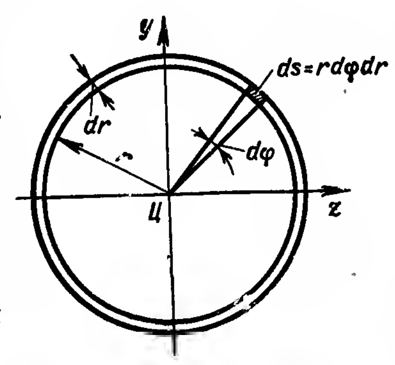


Рис. 4.15. К определению вероятности попадания в круг радиуса r

Для рассматриваемого случая плотность вероятности нормального закона ошибок на плоскости записывается в виде

$$f(y,\ z) = \frac{1}{2\pi\sigma^2}\,e^{-\frac{r^2}{2\sigma^2}},$$

где $r^2=y^2+z^2$ — промах ракеты.

Вероятность попадания ракеты в элементарную площадку $ds=rd\varphi dr$, показанную на рис. 4.15, равна произведению плотности вероятности на площадь элементарной площадки:

$$f(y,\ z)\,ds = \frac{1}{2\pi\sigma^2}\,e^{-\frac{r^2}{2\sigma^2}}\,r d\varphi dr. \qquad (4.10)$$

Для определения вероятности попадания ракеты в элементарное кольцо необходимо проинтегрировать выражение (4.10) по углу φ от 0 до 2π:

$$P(r<R<r+dr)=\int_0^{2\pi}\frac{1}{2\pi\sigma^2}e^{-\frac{r^2}{2\sigma^2}}rdrd\varphi=\frac{r}{\sigma^2}e^{-\frac{r^2}{2\sigma^2}}dr. \quad (4.11)$$

Так как ширина кольца dr задана бесконечно малой величиной, то выражение (4.11) является элементом вероятности распределения промаха r. Элемент вероятности есть про-

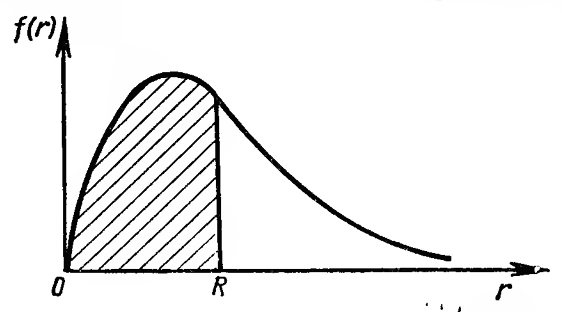


Рис. 4.16. Вид функции распределения Релея

изведение плотности распределения случайной величины на элементарное приращение этой случайной величины $f(r)dr$. Следовательно, плотность вероятности распределения промаха при круговом законе ошибок наведения имеет вид

$$f(r)=\frac{r}{\sigma^2}e^{-\frac{r^2}{2\sigma^2}}. \quad (4.12)$$

Выражение (4.12) называют **функцией распределения Релея.** Вид этой функции показан на рис. 4.16.

Вероятность попадания ракеты $P(r<R)$ в круг заданного радиуса графически выражается площадью под кривой функции $f(r)$, ограниченной ординатой, соответствующей величине промаха $r=R$. Для аналитического определения вероятности попадания случайной величины в круг заданного радиуса необходимо функцию плотности распределения проинтегрировать от 0 до R:

$$P(r<R)=\int_0^R\frac{r}{\sigma^2}e^{-\frac{r^2}{2\sigma^2}}dr.$$

Приняв

$$t=\frac{r^2}{2\sigma^2},$$

получим

$$P(r<R)=\int_0^{\frac{R^2}{2\sigma^2}}e^{-t}dt=-e^{-t}\Big|_0^{\frac{R^2}{2\sigma^2}}.$$

Таким образом, вероятность попадания ракеты в круг заданного радиуса у цели при отсутствии систематических ошибок и круговом законе распределения

$$P(r<R)=1-e^{-\frac{R^2}{2\sigma^2}}. \quad (4.13)$$

Таблицы значений функции $1-e^{-n}$ даны в приложении 3.

Пример. Систематические ошибки наведения ракеты на цель отсутствуют. Случайные ошибки подчиняются круговому закону со средней квадратической ошибкой $\sigma=10$ м.

Определить вероятность того, что при наведении ракеты на цель она отклонится от цели не более чем на 25 м.

Решение.

$$n=\frac{R^2}{2\sigma^2}=\frac{25^2}{2\cdot10^2}=3{,}12;\ P(r<25)=1-e^{-n}=$$
$$=1-e^{-3{,}12}=0{,}95.$$

Формула (4.13) позволяет решать и обратные задачи, т. е. по заданной вероятности попадания в круг радиуса R определить среднюю квадратическую ошибку кругового закона рассеивания.

Второй случай — наведение ракеты на цель сопровождается систематическими ошибками ($y_0\neq0$ и $z_0\neq0$), случайные ошибки наведения подчиняются круговому закону ($\sigma_y=\sigma_z=\sigma$).

В этом случае плотность вероятности нормального закона ошибок

$$f(y,z)=\frac{1}{2\pi\sigma^2}e^{-\left[\frac{(y-y_0)^2}{2\sigma^2}+\frac{(z-z_0)^2}{2\sigma^2}\right]}$$

или в полярных координатах

$$f(\varphi,r)=\frac{1}{2\pi\sigma^2}e^{-\frac{(r\sin\varphi-y_0)^2+(r\cos\varphi-z_0)^2}{2\sigma^2}} \quad (4.14)$$

Преобразуем показатель степени числа e:

$$(r\sin\varphi-y_0)^2+(r\cos\varphi-z_0)^2=r^2(\sin^2\varphi+\cos^2\varphi)+$$
$$+\left(y_0^2+z_0^2\right)-2r(y_0\sin\varphi+z_0\cos\varphi)=$$
$$=r^2+r_0^2-2r(y_0\sin\varphi+z_0\cos\varphi).$$

Выражение $(y_0 \sin\varphi + z_0 \cos\varphi)$ умножим и разделим на величину $r_0 = \sqrt{y_0^2 + z_0^2}$:

$$r_0\left(\frac{y_0}{r_0}\sin\varphi + \frac{z_0}{r_0}\cos\varphi\right) = r_0(\sin\varphi\sin\varphi_0 + \cos\varphi\cos\varphi_0) =$$
$$= r_0\cos(\varphi - \varphi_0).$$

Следовательно, функцию (4.14) можно переписать в виде

$$f(\varphi, r) = \frac{1}{2\pi\sigma^2} e^{-\left[\frac{r^2+r_0^2}{2\sigma^2} - \frac{rr_0}{\sigma^2}\cos(\varphi-\varphi_0)\right]},$$

где φ, r — полярные координаты ракеты относительно цели;
φ_0, r_0 — полярные координаты положения центра рассеивания относительно цели.

Вероятность попадания ракеты в кольцо, ограниченное двумя концентрическими окружностями с радиусами r и $r+dr$:

$$P(r < R < r + dr) =$$
$$= \frac{1}{2\pi\sigma^2} r dr e^{-\frac{r^2+r_0^2}{2\sigma^2}} \int\limits_0^{2\pi} e^{\frac{rr_0}{\sigma^2}\cos(\varphi-\varphi_0)} d\varphi. \qquad (4.15)$$

Интеграл правой части функции (4.15) заменой $\varphi - \varphi_0 = u$ приводится к функции Бесселя нулевого порядка от мнимого аргумента:

$$\frac{1}{2\pi}\int\limits_{-\varphi}^{2\pi-\varphi} e^{-i\left(\frac{irr_0}{\sigma^2}\right)\cos u} du = J_0\left(\frac{irr_0}{\sigma^2}\right) = I_0\left(\frac{rr_0}{\sigma^2}\right).$$

Следовательно,

$$P(r < R < r + dr) = \frac{r}{\sigma^2} e^{-\frac{r^2+r_0^2}{2\sigma^2}} I_0\left(\frac{rr_0}{\sigma^2}\right) dr. \qquad (4.16)$$

Функция распределения (4.16) определяет вероятность попадания двух независимых случайных величин (y и z), распределенных по нормальному закону, в кольцо $(r, r+dr)$, центр которого расположен в начале координат.

Плотность распределения промахов

$$f(r) = \frac{r}{\sigma^2} e^{-\frac{r^2+r_0^2}{2\sigma^2}} I_0\left(\frac{rr_0}{\sigma^2}\right) \qquad (4.17)$$

обычно называется **обобщенной функцией распределения Релея.** Кривые этой функции для значений r_0/σ, равные 0; 1; 2; 3; 5, показаны на рис. 4.17.

Для определения вероятности попадания ракеты в круг заданного радиуса относительно цели необходимо проинтегрировать функцию (4.17) от 0 до R:

$$P(r < R) = \int\limits_0^R \frac{r}{\sigma^2} e^{-\frac{r^2+r_0^2}{2\sigma^2}} I_0\left(\frac{rr_0}{\sigma^2}\right) dr. \qquad (4.18)$$

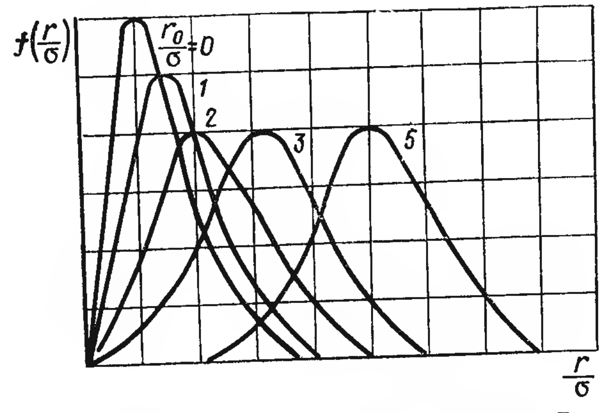


Рис. 4.17. Обобщенная функция распределения Релея

Интеграл (4.18) через элементарные функции не выражается. Поэтому кривые интегрального закона распределения

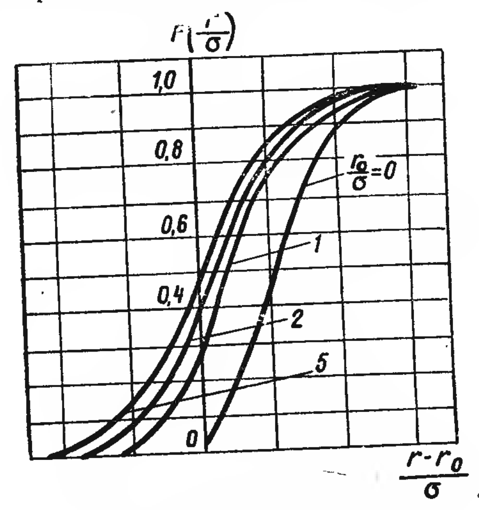


Рис. 4.18. Интегральная обобщенная функция распределения Релея

обычно строятся по результатам численного интегрирования. Интегральная обобщенная функция распределения Релея показана на рис. 4.18. Графики этой функции используются

для определения вероятности попадания в круг заданного радиуса.

Решать задачи, связанные с вероятностью попадания в круг заданного радиуса, можно и по кривым равной вероятности, показанным на рис. 4.19 в координатах E/R и r_0/R. Они позволяют:

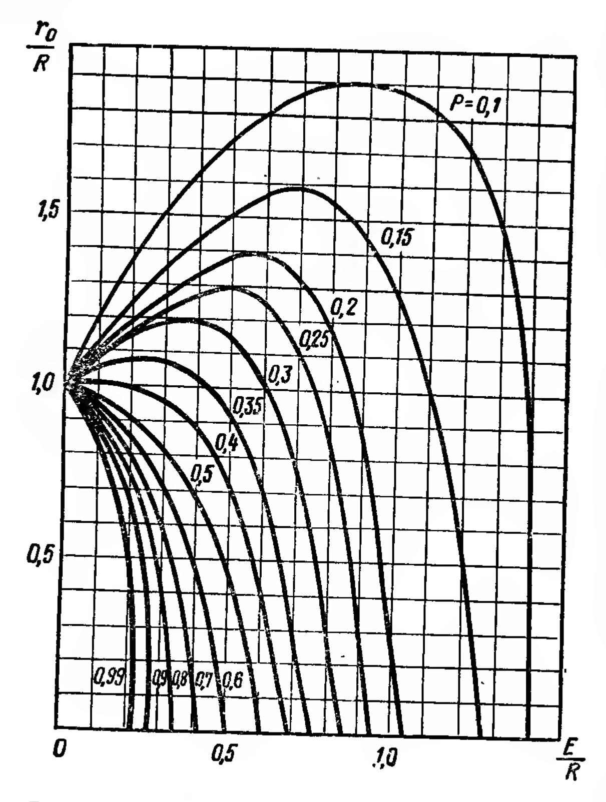


Рис. 4.19. Семейство кривых равной вероятности

1. По известным значениям систематической ошибки наведения ракеты на цель r_0 и срединной ошибки E определить вероятность попадания ракеты в круг заданного радиуса R.

Для получения результата необходимо вычислить значения E/R и r_0/R и по кривым снять значение вероятности.

2. По известным значениям срединной ошибки E, радиуса круга R и заданной вероятности попадания ракеты P определить величину систематической ошибки наведения r_0.

Для этого необходимо определить отношение E/R. По точке пересечения ординаты, отвечающей значению E/R, с кривой заданной вероятности найти отношение r_0/R и вычислить значение систематической ошибки наведения.

3. По известным значениям систематической ошибки наведения r_0, радиуса R и заданной вероятности P найти величину срединной ошибки E.

Для этого необходимо вычислить отношение r_0/R, по точке пересечения горизонтальной прямой r_0/R с кривой заданной вероятности определить величину абсциссы E/R и вычислить значение срединной ошибки.

4. По известным значениям систематической ошибки r_0, срединной ошибки E и вероятности P определить величину радиуса круга, в который попадет ракета.

Для этого вычисляются отношение r_0/R и угол $\alpha = \operatorname{arctg} r_0/E$. Из начала координат под углом α к оси абсцисс проводится луч. Точка пересечения этого луча с кривой заданной вероятности определяет координаты E/R и r_0/R. По отношению E/R или r_0/R вычисляется радиус круга R, в который попадет ракета с заданной вероятностью.

Напомним, что величина срединной ошибки связана со средней квадратической ошибкой соотношением $E \approx 0{,}675\sigma$.

Третий случай — систематические ошибки наведения отсутствуют ($y_0=0$ и $z_0=0$), а случайные ошибки наведения подчиняются эллиптическому закону ($\sigma_y \neq \sigma_z$).

В этом случае плотность вероятности ошибок на плоскости будет равна

$$f(y, z) = \frac{1}{2\pi\sigma_y\sigma_z} e^{-\left(\frac{y^2}{2\sigma_y^2} + \frac{z^2}{2\sigma_z^2}\right)}$$

или в полярных координатах

$$f(\varphi, r) = \frac{1}{2\pi\sigma_y\sigma_z} e^{-\left(\frac{r^2\sin^2\varphi}{2\sigma_y^2} + \frac{r^2\cos^2\varphi}{2\sigma_z^2}\right)}.$$

Для определения вероятности попадания ракеты в кольцо, ограниченное окружностями с радиусами r и $r+dr$, необходимо проинтегрировать функцию $f(\varphi, r)\ r\ dr\, d\varphi$ по углу φ от 0 до 2π:

$$P(r<R<r+dr) = \frac{rdr}{2\pi\sigma_y\sigma_z}\int_0^{2\pi} e^{-\left(\frac{r^2\sin^2\varphi}{2\sigma_y^2} + \frac{r^2\cos^2\varphi}{2\sigma_z^2}\right)} d\varphi.$$

Этот интеграл, так же как и во втором случае, приводится к функции Бесселя нулевого порядка от мнимого аргумента. При этом плотность вероятности промахов имеет вид

$$f(r) = \frac{r}{\sigma_y\sigma_z} e^{-r^2\frac{(\sigma_y^2+\sigma_z^2)}{4\sigma_y^2\sigma_z^2}} I_0\left(r^2\frac{\sigma_z^2-\sigma_y^2}{4\sigma_y^2\sigma_z^2}\right).$$

Вероятность попадания ракеты в круг заданного радиуса

$$P(r<R)=\int_0^R \frac{r}{\sigma_y\sigma_z} e^{-r^2\frac{\sigma_y^2+\sigma_z^2}{4\sigma_y^2\sigma_z^2}} I_0\left(r^2\frac{\sigma_z^2-\sigma_y^2}{4\sigma_y^2\sigma_z^2}\right)dr. \qquad (4.19)$$

Вычислить интеграл (4.19) достаточно сложно. Поэтому вероятность попадания ракеты в круг заданного радиуса при эллиптическом законе рассеивания и отсутствии систематических ошибок можно определить по заранее рассчитанной таблице (приложение 4). Входами в таблицу являются величины a и b, вычисляемые следующим образом.

1. При $E_y<E_z$

$$a=\frac{R}{E_z}; \quad b=\sqrt{1-\frac{E_y^2}{E_z^2}}.$$

2. При $E_y>E_z$

$$a=\frac{R}{E_y}; \quad b=\sqrt{1-\frac{E_z^2}{E_y^2}}.$$

Пример. Систематическая ошибка наведения ракеты на цель равна нулю. Случайные ошибки наведения подчиняются эллиптическому закону со срединными ошибками: $E_y=10$ м; $E_z=15$ м.

Определить вероятность того, что промах ракеты при ее наведении на цель не будет превосходить 30 м.

Решение. Входы в таблицу:

$$a=\frac{R}{E_z}=\frac{30}{15}=2; \quad b=\sqrt{1-\frac{E_y^2}{E_z^2}}=\sqrt{1-\frac{10^2}{15^2}}=0{,}75.$$

По таблице (приложение 4) $P(r<30\text{ м})=0{,}72$.

Если характеристики рассеивания по направлениям осей y и z отличаются незначительно (до 50%), то с точностью, в ряде случаев достаточной для практики, вероятность попадания ракеты в круг заданного радиуса у цели можно определить, предположив рассеивание круговым со средней квадратической ошибкой

$$\sigma=\sqrt{\frac{\sigma_y^2+\sigma_z^2}{2}},$$

т. е. по формуле (4.13).

Для сравнения повторим решение примера приближенным способом:

$$\sigma=\frac{1}{0{,}675}\sqrt{\frac{10^2+15^2}{2}}=18{,}8; \quad n=\frac{R^2}{2\sigma^2}=\frac{30^2}{2\cdot 18{,}8^2}=1{,}27.$$

По таблице (приложение 3) $P(r<30\text{ м})=0{,}72$.

Четвертый случай — наведение ракеты на цель сопровождается систематическими ошибками $y_0\neq 0$ и $z_0\neq 0$, случайные ошибки наведения подчиняются эллиптическому закону $(\sigma_y\neq\sigma_z\neq 0)$.

В этом случае плотность вероятности ошибок записывается в виде

$$f(y,z)=\frac{1}{2\pi\sigma_y\sigma_z} e^{-\left[\frac{(y-y_0)^2}{2\sigma_y^2}+\frac{(z-z_0)^2}{2\sigma_z^2}\right]},$$

а дифференциальная функция распределения промахов

$$f(r)=Ar\, e^{-\frac{r^2(\sigma_y^2+\sigma_z^2)}{4\sigma_y^2\sigma_z^2}} B,$$

где

$$A=\frac{1}{\sigma_y\sigma_z} e^{-\frac{y_0^2\sigma_z^2+z_0^2\sigma_y^2}{2\sigma_y^2\sigma_z^2}};$$

$$B=I_0(ar^2)\,I_0(dr)+2\sum_{n=1}^{\infty} I_n(ar^2)\,I_{2n}(dr)\cos 2\psi;$$

$$a=\frac{\sigma_z^2-\sigma_y^2}{4\sigma_y^2\sigma_z^2}; \quad b=\frac{z_0}{\sigma_z^2}; \quad c=\frac{y_0}{\sigma_y^2};$$

$$d=b^2+c^2;$$

$$\psi=\operatorname{arctg}\frac{y_0\sigma_z^2}{z_0\sigma_y^2}.$$

Из-за сложности аналитических расчетов вероятность попадания ракеты в круг заданного радиуса часто определяется графически с использованием сетки кругового рассеивания. Порядок работы может быть следующим.

1. На окружности заданного круга через определенные интервалы наносятся опорные точки. Их удобнее наносить по ходу часовой стрелки, начиная сверху, через заданную величину центрального угла φ.

2. Определяются прямоугольные координаты этих намеченных точек:

$$y=R\cos\varphi \text{ и } z=R\sin\varphi.$$

3. Координаты всех точек выражаются в срединных ошибках по направлениям y и z. Начало отсчета переносится из центра заданного круга в центр сетки кругового рассеивания:

$$y'=\frac{y-y_0}{E_y}; \quad z'=\frac{z-z_0}{E_z}.$$

4. На листке кальки строится прямоугольная система координат y' и z', на которой наносятся опорные точки. Эти точки соединяются плавной кривой. В результате вместо заданного круга получается эллипс.

5. Калька с изображением эллипса накладывается на сетку кругового рассеивания так, чтобы координатные оси y' и z' на кальке совпадали с координатными осями сетки кругового рассеивания.

Сумма чисел квадратов, находящихся внутри эллипса, является вероятностью попадания ракеты в заданный круг у цели.

4.7. ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЙ

При обработке результатов измерений решаются различные задачи. Основные из них — определение закона распределения измеряемой случайной величины, нахождение приближенного значения измеряемой величины и приближенного значения средней квадратической ошибки полученного результата измерений.

Вид распределения измеряемой величины может быть известен, в частности, на основе общих соображений или определяется обработкой достаточно большого числа измерений. В дальнейшем будем полагать, что измеряемые случайные величины подчиняются нормальному закону распределения.

При измерении любой физической величины последовательно выполняются такие операции, как проверка и установка приборов, наблюдение и отсчет (запись) показаний измеряемой величины (процесса), вычисление искомой величины из результатов измерений и оценка погрешности.

Обработка результатов равноточных измерений величины

Задача ставится следующим образом. В результате n независимых измерений некоторой физической величины, истинное значение которой a неизвестно, получены следующие значения результатов измерений:

$$x_1,\ x_2, \dots,\ x_i, \dots,\ x_n.$$

Требуется найти приближенное значение этой величины и оценить надежность полученного результата.

Если измеряемая величина по своей физической сути является случайной, то данная задача будет сводиться к определению математического ожидания и средней квадратической ошибки этой величины с оценкой надежности полученных результатов.

При обработке результатов измерений воспользуемся основными зависимостями математической статистики.

Истинное значение величины a при бесконечно большом числе измерений характеризуется их статистической средней. При ограниченном числе измерений средняя арифметическая из полученных результатов ($x_{\text{ср}}$) приближенно равна истинному значению измеряемой величины, т. е.

$$x_{\text{ср}} \approx a,$$

где

$$x_{\text{ср}} = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} x_i.$$

Для облегчения расчетов можно использовать так называемый условный нуль, применив следующую зависимость:

$$x_{\text{ср}} = a_0 + \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}(x_i - a_0),$$

где a_0 — произвольное число, выбираемое таким образом, чтобы разности $x_i - a_0$ не содержали большого количества значащих цифр.

Среднее арифметическое значение $x_{\text{ср}}$, вычисленное по случайным измерениям, по своему существу также является случайным и отличается от истинного значения a измеряемой величины на величину своей случайной ошибки δ. Среднее значение случайной ошибки полученного результата δ есть среднее арифметическое из абсолютных величин ошибок полученных измерений, т. е.

$$\delta = \frac{\sum_{i=1}^{n}(x_i - x_{\text{ср}})}{n}.$$

Чтобы оценить точность найденного приближенного значения измеряемой величины $x_{\text{ср}}$, необходимо определить среднюю квадратическую ошибку распределения случайной ошибки δ, т. е. ошибки сводного результата.

Приближенное значение средней квадратической ошибки измерений

$$\sigma_x = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}(x_i - x_{\text{ср}})^2}{n-1}}.$$

Средняя квадратическая ошибка результата серии измерений, т. е. найденной средней арифметической величины определяется зависимостью

$$\sigma_{x_{\text{ср}}} = \frac{\sigma_x}{\sqrt{n}}.$$

Следовательно,

$$\sigma_{x_{\text{ср}}} = \sqrt{\frac{\sum\limits_{i=1}^{n} (x_i - x_{\text{ср}})^2}{n(n-1)}}.$$

Зная значения $x_{\text{ср}}$ и $\sigma_{x_{\text{ср}}}$, с той или иной вероятностью можно указать границы, в которых находится истинное значение измеряемой величины. В пределы интервала $x_{\text{ср}} \pm 2\sigma_{x_{\text{с}}}$ попадет 96% истинного значения a измеряемой величины.

Пример. Пусть проведено 10-кратное измерение какой-либо величины x, давшее следующие, расположенные по возрастающей результаты: 138, 139, 140, 141, 141, 142, 142, 143, 144, 145.

Требуется определить значение измеряемой величины.

Приближенное значение измеряемой величины

$$x_{\text{ср}} = \frac{\sum\limits_{i=1}^{n} x_i}{n} = \frac{138 + 139 + \ldots + 144 + 145}{10} = 141{,}5.$$

Приближенное значение средней квадратической ошибки результата серии измерений

$$\sigma_{x_{\text{ср}}} = \sqrt{\frac{\sum\limits_{i=1}^{n} (x_i - x_{\text{ср}})^2}{n(n-1)}} =$$
$$= \sqrt{\frac{(138 - 141{,}5)^2 + (139 - 141{,}5)^2 + \ldots + (145 - 141{,}5)^2}{10 \cdot 9}} = 0{,}68.$$

Следовательно, с вероятностью 0,96 истинное значение измеряемой величины x находится в границах $141{,}5 \pm 1{,}36$, а 100% — $141{,}5 \pm 2{,}04$.

Очевидно, при малом числе измерений n рассчитанное значение $\sigma_{x_{\text{ср}}}$, являясь случайной величиной, не может в полной мере характеризовать погрешность среднего значения измеренной величины. В этом случае для оценки границ доверительного интервала используют таблицы распределения Стьюдента для различных значений n, которое при $n \to \infty$ (практически при $n \geqslant 20$) переходит в нормальное распределение.

Если при обработке результатов измерений используются данные неравноточных приборов, то необходимо, проводя аналогичные вычисления, учитывать сравнительную точность отдельных измерений. Для каждого измерения вводится свой вес, обратно пропорциональный квадрату средней квадратической ошибки измерения.

Оценка характеристик случайной функции

Случайной функцией называется функция, которая в результате опыта может принять тот или иной конкретный вид, неизвестно заранее, какой именно. Так как процессы стрельбы ЗУР по воздушным целям протекают во времени, то все

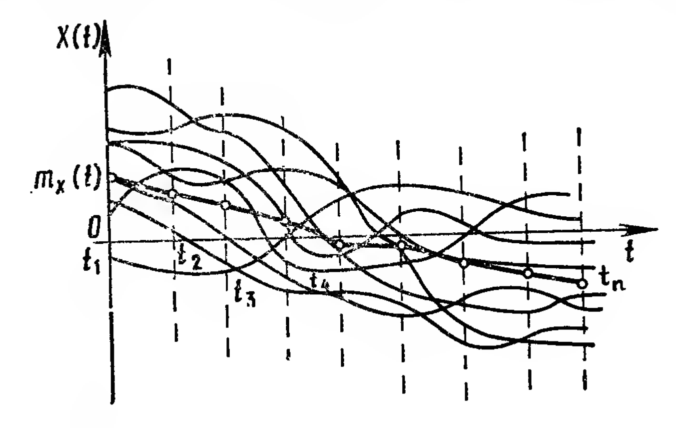


Рис. 4.20. К определению характеристик случайной функции по семейству ее реализаций

измеряемые при стрельбе параметры, как правило, характеризуются случайными функциями времени. Конкретный вид, принимаемый случайной функцией в результате опыта, называется реализацией случайной функции. Результатом ряда опытов будет совокупность (семейство) реализаций этой функции.

Основными характеристиками случайной функции $X(t)$ являются ее математическое ожидание $m_x(t)$, дисперсия $\sigma_x^2(t)$ и корреляционная функция $k_x(t, t')$.

Математическим ожиданием случайной функции $X(t)$ называется функция $m_x(t)$, которая при каждом значении аргумента t равна математическому ожиданию соответствующего сечения случайной функции. По смыслу $m_x(t)$ представляет собой среднюю функцию семейства реализаций.

Аналогичным образом определяется **дисперсия случайной функции** $X(t)$. Эта функция $\sigma_x^2(t)$, значение которой для каждого t равно дисперсии соответствующего сечения случайной функции.

Корреляционной функцией случайной функции $X(t)$ называется функция двух аргументов $k_x(t,t')$, которая при каждой паре значений t,t' равна корреляционному моменту соответствующих сечений случайной функции:

$$k_x(t, t') = M\{[X(t) - m_x(t)]\,[X(t') - m_x(t')]\}.$$

Для определения характеристик случайной функции необходимо рассмотреть сечения для моментов времени t_1, t_2, ..., t_n (рис. 4.20), найти значения каждой реализации $X(t)$, занести их в таблицу и рассчитать математическое ожидание и среднюю квадратическую ошибку, а также корреляционные моменты.

Такой метод обработки требует ряда реализаций и поэтому является довольно сложным и громоздким.

Естественно, возникает вопрос: в каких случаях для получения характеристик случайной функции можно воспользоваться одной единственной реализацией достаточной продолжительности? Это возможно для стационарных случайных процессов, обладающих эргодическим свойством.

Стационарными называются процессы, протекающие во времени приблизительно однородно. Для стационарных случайных функций математическое ожидание и дисперсия не зависят от времени и постоянны, т. е.

$$m_x(t) = m_x = \text{const} \text{ и } \sigma_x^2(t) = \sigma_x^2 = \text{const},$$

а корреляционная функция зависит только от промежутка τ между первым и вторым аргументами:

$$k_x(t,\ t' + \tau) = k_x(\tau).$$

Следует подчеркнуть, что процесс, нестационарный только за счет переменного математического ожидания, практически может изучаться так же, как стационарный.

Случайная функция $X(t)$ обладает эргодическим свойством, если для нее среднее значение по времени (на достаточно большом участке наблюдения) приближенно равно среднему значению по множеству наблюдений (реализаций). Следовательно, характеристики такой функции можно определить по одной достаточно длинной реализации.

Об эргодичности функций на практике обычно судят на основе рассмотрения физической сущности случайного процесса. Это свойство в частности используется при обработке на определенных интервалах записи ошибок наведения ракеты на цель.

Суть этой обработки сводится к следующему.

1. Выбранный интервал записи случайной функции разбивается на n равных частей длиной Δt, середины которых на рис. 4.21 обозначены временем t_1, t_2, ..., t_i, ..., t_n.

2. Для каждого t_i рассчитывается величина отклонения $x(t_i)$ обрабатываемой функции. Масштаб записи, как правило, определяется калибровочными уровнями.

3. Совокупность всех n полученных значений $x(t_i)$ записывается в таблицу и используется для оценки математического ожидания и средней квадратической ошибки исследуемого параметра.

При обработке результатов измерений (случайных функций или динамических рядов) часто применяется метод их предварительного аналитического выравнивания (сглаживания). График (динамический ряд) аппроксимируется уравнениями, описывающими прямую линию, параболу второго порядка, показательную функцию и др. Существуют общие соображения и способы нахождения зависимостей аналитического выравнивания. Аппроксимирующие уравнения в последующем используются для расчета совокупности значений $x(t)$.

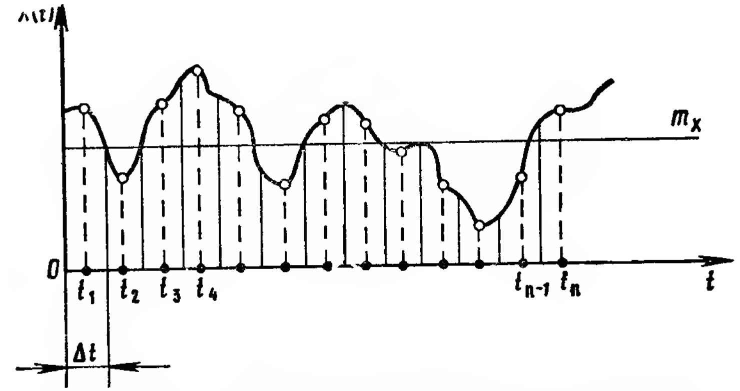


Рис. 4.21. К определению характеристик случайной функции по одной реализации

Так, например, параметр управления ЗУР в телеуправляемых системах, как функция времени, часто представляется уравнением вида

$$h = h_{\text{ср}} + b_0 + b_1(t - t_{\text{ср}}),$$

где $h_{\text{ср}}$ — условный нуль, принимаемый обычно равным величине h в момент времени $t_{\text{ср}}$ для выбранного интервала записи;

$$b_0 = \frac{\sum_{i=1}^{n}(h_i - h_{\text{ср}})}{n};$$

$$b_1 = \frac{\sum_{i=1}^{n}(h_i - h_{\text{ср}})(t_i - t_{\text{ср}})}{\sum_{i=1}^{n}(t_i - t_{\text{ср}})^2}.$$

При определении коэффициентов уравнения прямой линии b_0 и b_1 расчеты сводятся в табл. 4.2.

По данным табл. 4.2 $b_0 = \Sigma_2/n$ и $b_1 = \Sigma_3/\Sigma_1$.

Таблица 4.2

№ п/п	t_i	$t_i - t_{ср}$	$(t_i - t_{ср})^2$	$h - h_{ср}$	$(h_i - h_{ср})(t_i - t_{ср})$
. . .	. . .	. . .	. . .	. . .	. . .
Σ	. . .	. . .	Σ_1	Σ_2	Σ_3

4.8. ПОНЯТИЕ ОБ ОПРЕДЕЛЕНИИ ОШИБОК НАВЕДЕНИЯ РАКЕТ НА ЦЕЛЬ

Числовые характеристики ошибок наведения ракеты на цель определяются на основе теоретических расчетов, моделирования процесса наведения ЗУР и данных опытных (учебных) стрельб.

Процесс наведения ракеты на цель описывается сложной системой уравнений. Параметры движения цели и условия стрельбы изменяются в широких пределах. На контур наведения действуют не только регулярные, но и различного рода случайные возмущения. Следовательно, для теоретической оценки величины математического ожидания и средней квадратической ошибки рассеивания траекторий ракет у цели необходимо многократное решение системы уравнений, описывающих наведение ракеты. Ввиду сложности этой системы ее решение возможно или после предварительного упрощения, или путем математического моделирования с использованием ЭВМ.

Упрощения не должны нарушать основных наиболее характерных закономерностей процесса наведения ракеты на цель. Сделать такие упрощения, сохранив приемлемую точность получаемого результата, достаточно сложно. Тем не менее такие прикидочные решения системы уравнений являются начальным этапом каждого исследования.

Более точное решение системы уравнений, описывающих процесс наведения ракеты на цель, и определение ошибок наведения в данных условиях стрельбы производятся методом статистических испытаний на ЭВМ. Это позволяет в сравнительно короткое время выполнить большой объем расчетов и после его обработки методами теории вероятности получить харатеристики закона ошибок. Однако результаты таких расчетов также являются приближенными и требуют уточнения на основе испытаний.

При определении ошибок наведения ракет может широко использоваться не только математическое моделирование системы управления, но и смешанное. При смешанном моделировании в состав контура управления включается реальная аппаратура, а недостающие звенья контура имитируются уравнениями, решаемыми с помощью вычислительных устройств. Моделируемый процесс проводится в истинном масштабе времени.

Теоретические расчеты и моделирование работы контура управления дополняются различными испытаниями, уточняющими те или иные параметры контура управления и соответствие полученных теоретических результатов опытным данным.

В командных системах телеуправления при оценке ошибок наведения можно успешно использовать облеты зенитных ракетных комплексов специально оборудованными самолетами. Ракета оборудуется приемопередатчиком, переизлучающим сигнал наземной радиолокационной станции. Если этот приемопередатчик установить на самолете, обозначающем цель, то разность координат цели и ракеты, измеряемая пунктом управления, должна быть равна нулю, а параметр управления — теоретическому значению. Зная ошибки определения разности координат и параметра управления для различных условий облета и установив коэффициент их трансформации в ошибки наведения, можно оценить влияние условий стрельбы и подготовки материальной части к боевой работе на точность наведения ракеты на цель.

Проверка правильности теоретических расчетов и моделирования процесса наведения ракеты определяется боевыми стрельбами по условным и реальным целям. При боевых пусках ракет с помощью комплекса измерительных пунктов, а также телеметрической аппаратуры непосредственно замеряется ошибка наведения ракеты на цель, уточняются принятые при теоретическом исследовании те или иные параметры контура управления. Результаты стрельб — критерий правильности теоретических расчетов.

Определение математического ожидания и средней квадратической ошибки закона наведения только на основе статистических данных опытных стрельб требует большого расхода ракет, экономически нецелесообразно и практически неприемлемо. Поэтому характеристики закона ошибок наведения определяются чередующейся совокупностью теоретических расчетов, моделирования и опытных стрельб.

Чтобы точностные характеристики всех зенитных ракетных комплексов данного типа были одинаковыми, в войсках должна быть принята достаточно строгая система профилактического обслуживания техники, контроля параметров и подготовки боевых расчетов.

5. ДЕЙСТВИЕ БОЕВОГО СНАРЯЖЕНИЯ ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ ПО ЦЕЛИ. КООРДИНАТНЫЙ ЗАКОН ПОРАЖЕНИЯ ЦЕЛИ

5.1. ХАРАКТЕРИСТИКА ОСКОЛОЧНОЙ БОЕВОЙ ЧАСТИ. ОБЛАСТЬ ВОЗМОЖНОГО ПОРАЖЕНИЯ ЦЕЛИ

Поражение цели достигается подрывом боевой части зенитной управляемой ракеты после ее сближения с целью. По способу воздействия на цель боевые части ЗУР подразделяются на осколочные, фугасные и кумулятивные. Наибольшее применение нашли осколочные боевые части.

Характеристики осколочной боевой части

При подрыве осколочной боевой части у цели образование осколков определенной массы и размеров обычно достигается двумя путями (рис. 5.1):

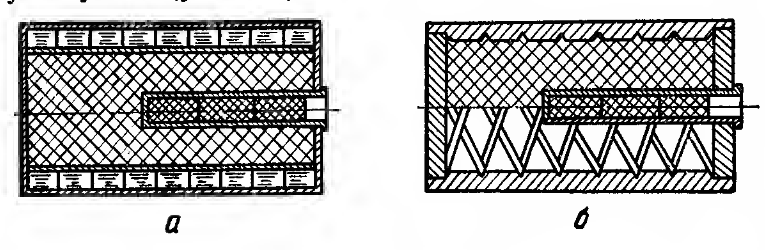


Рис. 5.1. Устройство осколочной боевой части ЗУР

расположением на наружной поверхности боевого заряда готовых поражающих элементов (5.1, *а*);

дроблением наружной оболочки при взрыве взрывчатого вещества (ВВ); наружная оболочка имеет нарезы соответственно заданным массовым и геометрическим параметрам осколков (5.1, *б*).

Масса боевой части ракеты ограничена. При заданной массе боевой части необходимо обеспечить наибольшее ее поражающее действие с учетом допустимого значения величины промаха.

Осколочные боевые части могут быть ненаправленного и направленного действия.

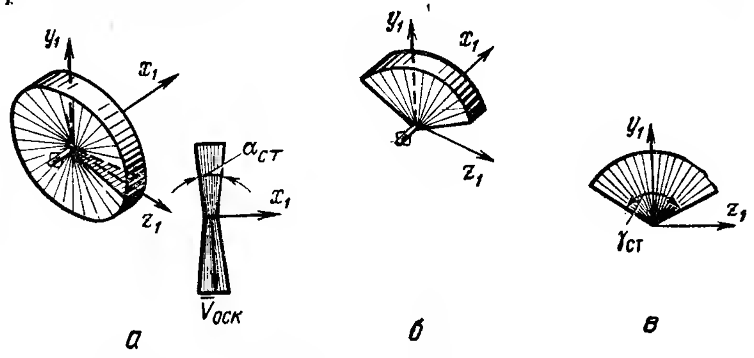


Рис. 5.2. Зоны разлета осколков боевой части направленного действия

Боевые части ненаправленного действия рассчитаны на одинаковое поражение цели во всех направлениях от точки взрыва. Плотность осколков при подрыве такой боевой части распределена равномерно по поверхности сферы и изменяется обратно пропорционально квадрату расстояния от центра взрыва. Для подрыва боевой части не требуется какой-либо дополнительной информации, кроме момента прохождения ракетой ближайшей к цели точки.

Боевые части направленного действия обеспечивают большее поражающее действие по цели в одних направлениях от точки взрыва и меньшее в других направлениях. Фронт разлета поражающих элементов не образует полной поверхности сферы, а ограничивается областью разлета осколков. Область разлета может быть симметрична относительно продольной оси ракеты и характеризоваться лишь величиной угла разлета осколков $\alpha_{ст}$ (рис. 5.2, *а*). Она может быть и несимметрична относительно продольной оси ракеты и характеризоваться не только углом $\alpha_{ст}$, но и углом разлета осколков в радиальной плоскости $\gamma_{ст}$ (рис. 5.2, *б*, *в*).

По энергетическим соображениям применение боевых частей направленного действия более целесообразно, так как при одних и тех же массе боевой части и числе осколков их плотность распределения в заданных направлениях увеличивается пропорционально отношению поверхности сферы к площади фронта разлета осколков направленной боевой части. Однако подрыв направленной боевой части должен осу-

ществляться с учетом положения цели относительно ракеты.

Основными характеристиками осколочной боевой части, которые в конечном счете определяют эффективность ее поражающего действия, являются:

число поражающих элементов $N_{оск}$;

масса одного поражающего элемента $m_{оск}$;

форма и размеры поражающих элементов;

плотность распределения поражающих элементов λ;

начальная скорость поражающего элемента $V_{оск}$ и характер изменения скорости в зависимости от условий подрыва боевой части;

статическая область разлета осколков.

Плотность разлета осколков убывает обратно пропорционально квадрату их расстояния до цели.

Величина и направление начальной скорости разлета осколков при подрыве боевой части в статических условиях зависит от вида ВВ, соотношения ВВ и массы осколков, отношения длины заряда к его радиусу, положения точек инициирования ВВ. Осколки боевых частей ЗУР имеют большую начальную скорость и пролетают расстояния до цели (десятки метров) за короткое время. Поэтому влиянием силы тяжести на полет осколка можно пренебречь и траекторию принимать прямолинейной. При полете осколка в атмосфере его скорость падает вследствие наличия аэродинамического сопротивления. Более быстрое падение скорости осколков происходит на малых высотах. Радиус зоны поражения зависит от скорости поражающих элементов, их массы и формы. Для поражения цели осколок должен обладать определенной кинетической энергией в момент встречи с преградой. Так, например, осколок может пробить преграду толщиной h, если его кинетическая энергия в момент удара больше потребной для вытеснения материала преграды, т. е. если выполняется условие

$$\frac{m_{оск} V^2_{оск}}{2} \geqslant Э_y s h, \qquad (5.1)$$

где s — площадь пробоины;

$Э_y$ — удельная энергия вытеснения единицы объема материала преграды.

Если произвести подрыв боевой части ракеты в неподвижном состоянии (в статике), то под действием газов разрывного заряда основная масса осколков разлетится в некоторой области, называемой *статической областью разлета осколков*. Симметричную относительно продольной оси ракеты статическую область разлета осколков можно характеризовать статическим углом разлета $\alpha_{ст}$ и на-

клоном $\psi_{ст}$ биссектрисы этого угла к продольной оси ракеты (рис. 5.3).

Величина статического угла разлета осколков в основном зависит от отношения длины боевой части к ее диаметру и от формы оболочки. Чем меньше длина боевой части при том же диаметре, тем больше рассеивание энергии взрыва в

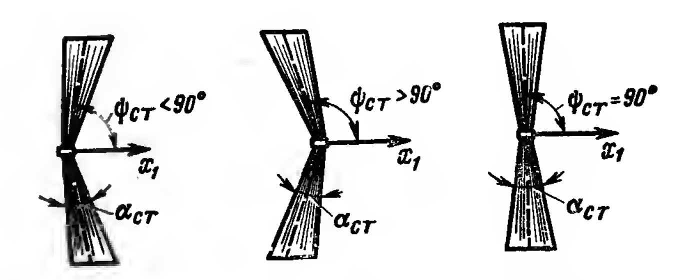


Рис. 5.3. Сечение статической области разлета осколков

осевом направлении, поэтому величина статического угла разлета осколков возрастает. С увеличением длины боевой части при неизменном диаметре статический угол разлета осколков уменьшается. Переход от цилиндрической формы к шарообразной (при сохранении торцов) также ведет к возрастанию угла $\alpha_{ст}$. Для заданной ракеты статический угол разлета осколков, как правило, остается неизменным.

Наклон биссектрисы статического угла разлета осколков при заданной форме боевой части зависит от расположения точек инициирования боевого заряда.

При расположении точки инициирования ВВ с задней стороны боевой части биссектриса угла разлета осколков наклоняется вперед ($\psi_{ст}<90°$). При инициировании разрывного заряда со стороны головной части ракеты область разлета осколков отклоняется назад ($\psi_{ст}>90°$). Если точка инициирования находится в центре боевой части (несколько точек инициирования симметричны относительно этого центра), то угол $\psi_{ст}=90°$. Таким образом, при наличии в боевой части нескольких точек инициирования разрывного заряда выбором положения точки инициирования ВВ можно изменять наклон статической области разлета осколков к продольной оси ракеты.

Область возможного поражения цели

При стрельбе по воздушной цели подрыв боевой части происходит в процессе полета ракеты. Вектор скорости ракеты направлен по касательной к траектории. Осколки боевой

части имеют поступательную скорость, равную скорости ракеты. При подрыве боевой части произойдет геометрическое суммирование поступательной скорости с собственной скоростью, получаемой осколком за счет энергии боевого заряда. Осколки будут разлетаться с начальной скоростью

$$\overline{V}_{\text{оск. д}} = \overline{V}_{\text{р}} + \overline{V}_{\text{оск}}.$$

Характер разлета поражающих элементов боевой части в динамике показан на рис. 5.4, *а*.

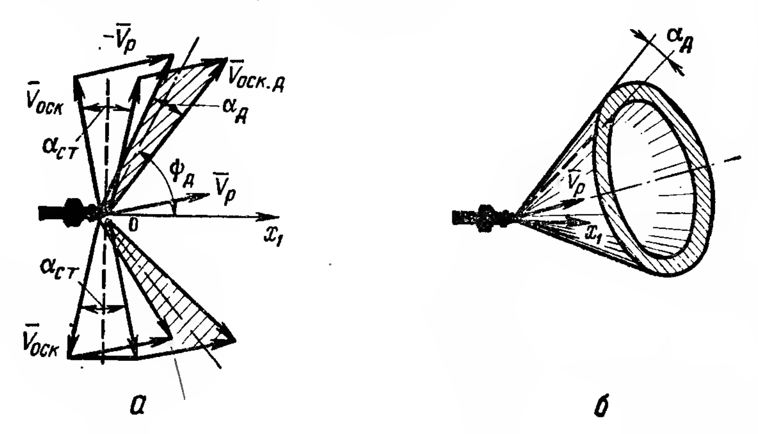


Рис. 5.4. Характер разлета осколков при полете ЗУР

Динамическая область разлета осколков характеризуется динамическим углом разлета $\alpha_{\text{д}}$ и углом наклона биссектрисы $\psi_{\text{д}}$ в заданной плоскости, проходящей через продольную ось ракеты. Так как вектор скорости $\overline{V}_{\text{р}}$ не совпадает с осью ox_1, то значения этих углов неодинаковы для различных радиальных сечений динамической области.

Динамический угол разлета осколков $\alpha_{\text{д}}$ всегда меньше статического угла $\alpha_{\text{ст}}$. Чем больше скорость ракеты, тем меньше при одном и том же значении $\alpha_{\text{ст}}$ величина динамического угла $\alpha_{\text{д}}$. При больших скоростях цели уменьшение угла разлета осколков может быть в два раза и более.

Наклон области разлета осколков в направлении полета ракеты также зависит от величины скорости ракеты.

В пространстве динамическую область разлета осколков можно представить как часть полого конуса, обращенного основанием по направлению полета ракеты (рис. 5.4, *б*).

Необходимым условием поражения цели является ее накрытие осколками боевой части. Это условие определяет момент подрыва боевой части.

Необходимость точного выбора момента подрыва боевой части направленного действия показан на рис. 5.5:

в положении, приведенном на рис. 5.5, *а*, взрыв боевой части произведен поздно: встреча поражающих элементов и цели должна была бы произойти в точке *А*, но поражающие элементы не достигли этой точки, а цель уже прошла ее;

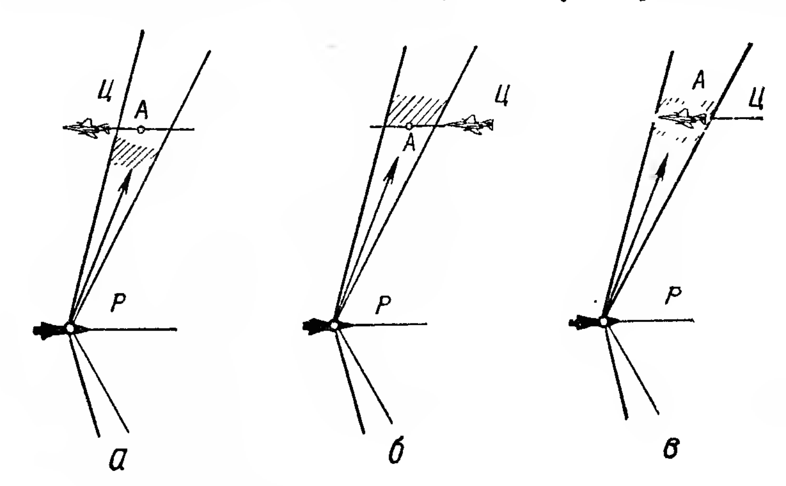


Рис. 5.5. К выбору момента подрыва боевой части

в положении, приведенном на рис. 5.5, *б*, взрыв боевой части произведен рано: поражающие элементы пролетели точку *А*, но цель еще не достигла этой точки;

в положении, приведенном на рис. 5.5, *в*, взрыв боевой части произведен своевременно: поражающие элементы и цель достигли точки *А* одновременно.

Таким образом, чтобы осколки встретились с целью в точке *А*, подрыв боевой части необходимо произвести с некоторым упреждением по курсу. Величина этого упреждения определяется условием

$$\frac{ЦА}{V_{\text{ц}}} = \frac{РА}{V_{\text{оск. д}}} \quad \text{или} \quad \frac{ЦА}{РА} = \frac{V_{\text{ц}}}{V_{\text{оск. д}}},$$

из которого видно, что для любой величины промаха отношение путей движения осколка и цели равно отношению их скоростей. Таким образом, момент подрыва боевой части зависит от величины и направления собственной скорости осколка, скоростей ракеты и цели.

Для определения углового положения ракеты относительно цели в момент подрыва боевой части необходимо построить векторы относительных скоростей осколков. Осколок встретится с целью в том случае, если в момент подрыва бо-

евой части цель находится на линии, совпадающей с относительной скоростью этого осколка $\bar{V}_{отн. оск}$ (рис. 5.6):

$$\bar{V}_{отн. оск} = \bar{V}_{оск} + \bar{V}_{р} - \bar{V}_{ц},$$

где $\bar{V}_{р} - \bar{V}_{ц}$ — вектор относительной скорости ракеты $V_{отн}$.

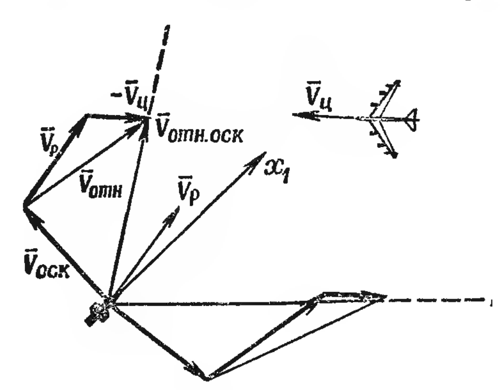


Рис. 5.6. Относительная скорость поражающего элемента

Область пространства вокруг ракеты, при нахождении цели в которой в момент подрыва боевой части ее уязвимые отсеки накрываются потоком разлетающихся осколков, называется **областью возможного поражения цели.** При нахождении цели в этой области ее поражение возможно. Вероятность поражения для заданных ракеты и цели определяется величиной промаха ракеты. Если цель в момент подрыва боевой части не находится в этой области, то ее поражение исключено, так как осколки не накрывают цель.

Условие нахождения цели в момент подрыва боевой части в области возможного поражения определяет требование к моменту срабатывания взрывателя. Положение области возможного поражения цели при стрельбе не остается постоянным. Скорость воздушных целей изменяется в широких пределах, скорость ракеты на траектории также непостоянна. Угол встречи ракеты с целью (угол между направлениями векторов скорости цели и скорости ракеты) зависит от координат и параметров движения цели и начальных условий пуска ЗУР. Следовательно, выбор момента подрыва боевой части должен производиться с учетом конкретных условий встречи ракеты с целью.

При симметричной относительно продольной оси ракеты статической области разлета осколков область возможного поражения цели представляет собой объем, ограниченный двумя коническими поверхностями с вершинами в точке подрыва боевой части. В данном объеме распределяются относительные траектории осколков. Такая форма области возможного поражения цели позволяет не учитывать при выборе момента подрыва боевой части направление промаха ракеты.

Если статическая область разлета осколков несимметрична относительно продольной оси ракеты, то при управлении взрывом боевой части необходимо учитывать не только величину и направление векторов скоростей ракеты и цели, но и направление промаха ракеты. Для реализации условия нахождения цели в момент подрыва боевой части в области возможного поражения необходимо перед подрывом боевого заряда развернуть ракету относительно продольной оси соответственно направлению промаха. Решение этой задачи возможно при получении на борту ракеты информации о направлении промаха, например, по знаку сигнала ошибки углового сопровождения цели в момент срыва самонаведения ракеты.

5.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОМЕНТА ПОДРЫВА БОЕВОЙ ЧАСТИ РАКЕТЫ У ЦЕЛИ

Подрыв боевой части ракеты в районе точки встречи может производиться двумя способами:

1. Выдачей команды на подрыв боевой части с наземного пункта наведения в момент, когда ракета приблизится к цели на определенное расстояние.
2. С помощью неконтактного взрывателя, автономно осуществляющего подрыв боевой части ЗУР у цели.

Первый способ при выборе момента подрыва боевой части не позволяет в полной мере учесть условия встречи ракеты с целью. Его применение возможно при использовании на ракете ненаправленных осколочно-фугасных боевых частей, а также в некоторых частных случаях стрельбы.

Второй способ нашел широкое применение в зенитных ракетных комплексах иностранных армий.

По виду используемой энергии неконтактные взрыватели ЗУР делятся на о п т и ч е с к и е и р а д и о л о к а ц и о н н ы е (радиовзрыватели).

Радиовзрыватели (РВ) в зависимости от происхождения энергии, используемой ими для подрыва боевого заряда, подразделяются на активные, полуактивные и пассивные.

Активный радиовзрыватель содержит радиопередатчик, облучающий цель, и приемник отраженных сигналов.

Полуактивный радиовзрыватель содержит лишь приемник сигналов цели, облучаемой источником, находящимся вне ракеты (на земле, корабле и т. п.).

Работа **пассивного взрывателя** основана на приеме радиосигналов, вырабатываемых аппаратурой, установленной на обстреливаемой цели. Пассивный принцип работы радио-

взрывателя успешно используется при стрельбе по целям — постановщикам активных помех.

Промежуточным устройством между радиовзрывателем и боевой частью является предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ). Он предназначен для обеспечения безопасности обращения с боеготовой ракетой до ее пуска, предотвращения преждевременного срабатывания боевой части под действием помех противника (до выхода ракеты в район встречи с целью, где осуществляется замыкание детонационной цепи ПИМ), самоликвидации боевой части в случае пролета ракетой цели.

Область срабатывания радиовзрывателя

Важнейшей характеристикой радиовзрывателя с точки зрения процесса стрельбы ЗУР по цели является область его срабатывания.

Под **областью срабатывания радиовзрывателя** понимается пространственная область около ракеты, определяемая геометрическим местом условных центров цели в момент срабатывания радиовзрывателя (момент подрыва боевой части ракеты). Вероятностным описанием этой области является функция $\omega(x, y, z)$, которая характеризует распределение координат подрыва боевой части ракеты в районе точки встречи:

$$\omega(x, y, z) = f_1(x/y, z)\, f_2(y, z),$$

где $f_1(x/y, z)$ — плотность распределения координаты x срабатывания радиовзрывателя при заданной ошибке наведения y, z;

$f_2(y, z)$ — вероятность срабатывания радиовзрывателя по цели в зависимости от ошибок наведения y, z.

Так как при симметричной относительно продольной оси ракеты области разлета осколков боевой части область возможного поражения цели представляет собой объем, ограниченный двумя коническими поверхностями, то и область срабатывания радиовзрывателя должна иметь примерно тот же вид.

В общем случае радиовзрыватель должен измерять угловое положение цели в связанной системе координат ракеты и дальность до цели или скорость сближения. Решение данной задачи достаточно сложно. Поэтому в простейших радиовзрывателях производится измерение (ограничение) лишь дальности до цели, а угловое положение области срабатывания определяется ориентацией максимума и шириной диаг-

раммы направленности антенны или величиной скорости сближения (частоты Доплера).

Таким образом, размеры и положение области срабатывания радиовзрывателя характеризуются: углом наклона $\psi_{РВ}$ этой области к продольной оси ракеты, дальностью действия радиовзрывателя $r_{РВ}$ и углом $\alpha_{РВ}$, определяющим ши-

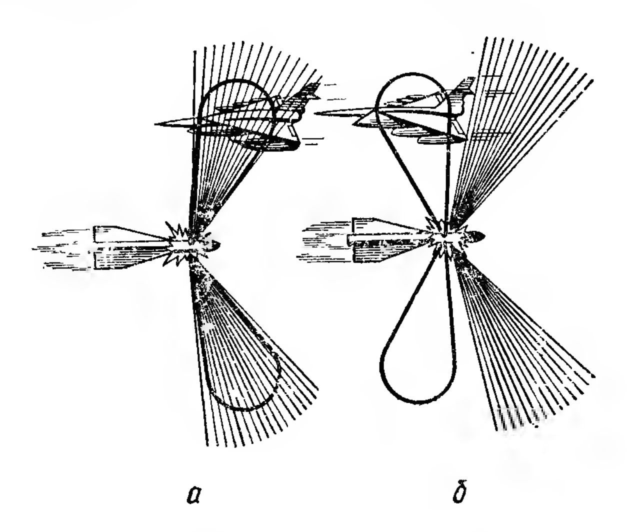


Рис. 5.7. Схема работы радиовзрывателя по цели

рину области срабатывания радиовзрывателя, или дальностью действия $r_{РВ}$ и предельными углами срабатывания $\varphi_{РВ}$, т. е. углами между вектором относительной скорости ракеты и линией ракета — цель в момент подрыва боевой части.

Область срабатывания радиовзрывателя должна совпадать с областью возможного поражения цели. Если эти области совпадают (рис. 5.7, *а*), то это значит, что радиовзрыватель согласован с боевой частью. При несовпадении этих областей (рис. 5.7, *б*) будут наблюдаться та или иная степень рассогласования радиовзрывателя с боевой частью и соответственно снижение вероятности поражения цели при заданной величине промаха.

Так как момент срабатывания радиовзрывателя определяется величиной угла $\psi_{РВ}$ или $\varphi_{РВ}$, то радиовзрыватель не ухудшает точностных характеристик системы наведения ракеты. Подрыв боевой части ракеты происходит при дальностях до цели, соответствующих величине промаха. Ограничение дальности действия радиовзрывателя предусматривается для того, чтобы исключить возможность его срабатывания по необстреливаемой цели, т. е. цели, находящейся за пределами зоны поражения боевой части ЗУР.

Максимальная дальность действия радиовзрывателя по цели должна соответствовать допустимым ошибкам наведения ракеты (с величиной этих ошибок согласован и радиус эффективного действия поражающих элементов боевой части). Желательно, чтобы дальность $r_{\text{РВ}\,max}$ не зависела от эффективной отражающей поверхности цели, а вероятность срабатывания радиовзрывателя в зависимости от ошибок наведения характеризовалась функцией вида

$$f_2(y,\ z) \approx f_2(r) = \begin{cases} 1 \text{ при } r \leqslant r_{max}; \\ 0 \text{ при } r > r_{max}, \end{cases}$$

где r_{max} — величина промаха, соответствующая дальности $r_{\text{РВ}\,max}$.

Вследствие разброса параметров радиовзрывателя и отражающих свойств цели угол срабатывания и дальность действия радиовзрывателя случайны. Их распределение, как правило, подчинено нормальному закону. Зависимость этого закона от большого числа параметров затрудняет определение его характеристик (математического ожидания и средней квадратической ошибки угла и дальности срабатывания радиовзрывателя). Область срабатывания каждого типа радиовзрывателя определяется совокупностью теоретических расчетов, моделирования и экспериментов.

Принципы действия радиовзрывателя и возможные способы его согласования с боевой частью ракеты

По устройству и принципу действия радиовзрыватели подразделяются на импульсные, доплеровские и с частотной модуляцией.

Принцип действия импульсного радиовзрывателя аналогичен принципу действия простейшей импульсной радиолокационной станции. Положение цели относительно ракеты в момент срабатывания радиовзрывателя определяется характеристиками его диаграммы направленности, величиной задержки и длительностью строб-импульсов, выдаваемых на каскад совпадения. Подрыв БЧ ракеты происходит при вхождении цели в область диаграммы направленности радиовзрывателя и совпадении во времени импульсов, отраженных от цели, со строб-импульсами. Величина задержки этих импульсов определяет дальность, а ширина — диапазон дальностей срабатывания радиовзрывателя.

Основной недостаток импульсного взрывателя — наличие мертвой зоны по минимальной дальности, зависящей от длительности зондирующего импульса.

Доплеровские радиовзрыватели работают, как правило, в режиме непрерывного излучения высокочастотных колебаний.

Частоты излучаемых колебаний f_0 и принимаемых f связаны соотношением

$$f = f_0\left(1 - \frac{2V_r}{c}\right),$$

где V_r — радиальная скорость сближения ракеты с целью;
c — скорость света.

В приемнике выделяется колебание частоты Доплера, которое после усиления поступает на решающее устройство. При определенных параметрах этих колебаний решающее устройство выдает сигнал на подрыв боевой части ракеты.

Логика работы решающего устройства может быть различной.

В простейшем случае команда на подрыв БЧ ракеты может выдаваться по уровню отраженного от цели сигнала, т. е. решающее устройство представляет собой пороговое устройство сравнения амплитуды отраженных сигналов с некоторым заранее установленным уровнем. Положение цели относительно ракеты в момент срабатывания радиовзрывателя в данном случае определяется ориентацией его диаграммы направленности и величиной устанавливаемого уровня порогового устройства. Основные недостатки такого радиовзрывателя — зависимость дальности срабатывания от эффективной отражающей поверхности цели и низкая помехозащищенность.

Для повышения эффективности радиовзрывателя в логику работы решающего устройства может вводиться начальная информация о параметрах сближения ракеты с целью извне, например с выхода головки самонаведения.

Более сложными устройствами по сравнению с доплеровскими взрывателями являются **радиовзрыватели с частотной модуляцией непрерывного сигнала.** В качестве закона частотной модуляции может быть принят пилообразный и синусоидальный. Очевидно, вследствие запаздывания отраженного от цели сигнала его частота не будет совпадать с частотой излученного сигнала. Мгновенная разность этих частот характеризует дальность до цели. Принцип действия радиовзрывателя такого типа основан на сравнении измеренных мгновенных значений разностной частоты или ее среднего значения с заранее заданной частотой, характеризующей дальность срабатывания радиовзрывателя.

Рассмотрим несколько способов согласования радиовзрывателя и боевой части ракеты, т. е. получения максимальной эффективности боевого снаряжения при стрельбе.

Первый способ — согласование области срабатывания радиовзрывателя и области возможного поражения цели путем выбора угла наклона диаграммы направленности к продольной оси ракеты ox_1.

7*

Диаграмма направленности имеет форму пространственной зоны возможного поражения цели, т. е. в плоскости, проходящей через продольную ось ракеты,— форму двух лепестков, а в перпендикулярной плоскости — форму кольца. Положение диаграммы направленности определяет область срабатывания радиовзрывателя с точностью, соответствующей временной задержке подрыва боевой части ракеты относительно момента поступления на вход приемника сигнала от цели.

Для получения максимальной эффективности боевого снаряжения в различных условиях стрельбы угол наклона диаграммы направленности радиовзрывателя должен быть функцией величины и направления вектора относительной скорости ракеты, т. е. скорости цели, скорости ракеты и угла встречи ракеты с целью.

Если угол наклона диаграммы направленности относительно продольной оси ракеты выбран постоянным, то согласование радиовзрывателя и боевой части может быть лишь для некоторых средних условий встречи ракеты с целью. При отклонении условий стрельбы от расчетных (расчетной скорости цели, дальности до точки встречи, высоты и курсового параметра) эффективность боевого снаряжения ракеты, а следовательно, и вероятность поражения цели снижаются.

Скорости полета современных воздушных целей изменяются в широких пределах. Для согласования радиовзрывателя и боевой части ракеты во всем диапазоне изменения скоростей необходимо иметь не одно, а хотя бы несколько фиксированных значений углов наклона диаграммы направленности радиовзрывателя. Выбор той или иной диаграммы направленности должен производиться с учетом условий встречи ракеты с целью.

Второй способ — обеспечение требуемой эффективности боевого снаряжения ракеты путем изменения угла наклона статической области разлета осколков $\varphi_{ст}$ в зависимости от скорости цели и условий стрельбы.

Боевая часть ракеты имеет несколько точек инициирования, расположенных на оси симметрии. Такое расположение точек инициирования обеспечивает симметричную характеристику разлета осколков в плоскости, перпендикулярной продольной оси ракеты.

В плоскости, проходящей через продольную ось ракеты, совмещение области возможного поражения цели с заданной областью срабатывания (диаграммой направленности) радиовзрывателя осуществляется выбором точек инициирования боевого заряда. Количество возможных комбинаций этих точек определяет возможное число фиксированных углов наклона статической области разлета осколков.

Третий способ — выбор момента срабатывания радиовзрывателя с помощью доплеровских измерителей скорости.

Доплеровская частота $f_д$ сигнала на входе приемника радиовзрывателя изменяется прямо пропорционально радиальной составляющей относительной скорости сближения ракеты с целью:

$$f_Д = f_0 \frac{2V_{отн} \cos \varphi}{c},$$

где f_0 — несущая частота радиовзрывателя;

$V_{отн}$ — относительная скорость сближения ракеты с целью;

φ — угол между вектором относительной скорости и линией ракета — цель.

В районе точки встречи с достаточной для практики точностью можно считать, что $V_{отн}=\text{const}$. Следовательно, значение доплеровской частоты $f_д$ сигнала, поступающего на вход радиовзрывателя, зависит только от величины угла φ. Угол φ увеличивается по мере сближения ракеты с целью, достигая в момент встречи 90°. Доплеровская частота сигнала соответственно уменьшается до нуля. Осуществляя срабатывание радиовзрывателя напряжением, пропорциональным частоте $f_д$ сигнала, можно получить зависимость момента срабатывания от величины угла между вектором относительной скорости и линией ракета — цель.

5.3. ПОРАЖАЮЩЕЕ ДЕЙСТВИЕ БОЕВОЙ ЧАСТИ ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ. УЯЗВИМОСТЬ ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ

Краткая характеристика воздушных целей

Для нанесения ударов по объектам и войскам может применяться разнообразнейший арсенал пилотируемых и беспилотных средств воздушного нападения. Пилотируемые СВН включают в себя самолеты и вертолеты различного назначения, а беспилотные — крылатые ракеты (КР), беспилотные летательные аппараты (БЛА), автоматические дрейфующие аэростаты (АДА) и др.

Военные самолеты иностранных государств в зависимости от предназначения и характера действий подразделяются на бомбардировщики, истребители-бомбардировщики, истребители, штурмовики, самолеты специального назначения (разведывательные, военно-транспортные, управления и связи и др.).

Самолет любого типа состоит из фюзеляжа с шасси, крыльев, хвостового оперения, двигателя (двигателей), топливной и других систем обеспечения работы двигательной установки, систем управления самолетом, электро- и радиоэлектронного оборудования и др. Экипаж бомбардировщика включает 2—6 человек, пилотируемого самолета тактической и палубной авиации — 1—2 человека. Топливная система современного самолета, как правило, оборудуется средствами

защиты от зажигательного действия осколков: протектирование бензобаков пластическим материалом, затягивающим осколочные пробоины; заполнение свободного пространства баков инертным газом; автоматическое огнетушение и т. д.

Максимальная боевая нагрузка современного стратегического бомбардировщика составляет примерно 55 т. В качестве основного оружия такого бомбардировщика применяются крылатые и управляемые аэробаллистические ракеты «воздух — земля». Все бомбардировщики оснащаются комплексом средств радиоэлектронной борьбы (РЭБ). Исследуются возможности установки на их борту оружия (ракет «воздух — воздух», лазерных устройств) для борьбы с зенитными управляемыми ракетами в воздухе.

Истребители-бомбардировщики, истребители многоцелевого назначения и штурмовики могут нести различные виды обычного и ядерного оружия: бомбы, неуправляемые ракеты, управляемые авиабомбы (УАБ), управляемые ракеты (УР), тактические крылатые ракеты. Управляемые ракеты «воздух — земля» по их основному назначению и принципу действия делятся на две группы: противорадиолокационные (ПРР) с пассивными радиолокационными системами самонаведения («Стандарт ARM», HARM и др.) и ракеты с телевизионными, лазерными или инфракрасными ГСН, применяемые для поражения различных объектов.

Характерной особенностью вертолетов является наличие несущей винтовой системы, хвостового винта (у одновинтовых вертолетов) и трансмиссии. Как воздушные цели, они более уязвимы для средств ПВО. В основе тактики их действий: внезапность атаки объекта, полет к цели группами на малой и предельно малой высотах с максимальным использованием маскирующих и защитных свойств местности, появление в зоне обнаружения на короткое время (20—25 с), нанесение удара с нескольких направлений.

Крылатая ракета сама является средством поражения объекта. Она характеризуется малыми геометрическими размерами, отсутствием кабины летчика. Может совершать полет на предельно малых высотах с огибанием рельефа местности. Не способна к непосредственному противодействию стрельбе ЗУР.

Беспилотным летательным аппаратам отводится важное место для решения задач различного рода (разведки, радиоэлектронной борьбы, поражения целей и др.) в тактической глубине территории противника. Они могут совершать полет по программе или по радиокомандам. В последнем случае иностранная печать их часто называет дистанционно-пилотируемыми летательными аппаратами (ДПЛА) или телеуправляемыми. По стартовой массе и размерам БЛА делятся на крупноразмерные, среднеразмерные и малоразмерные

(мини-БЛА). Они просты по устройству и обладают достаточной живучестью.

Автоматический дрейфующий аэростат имеет четыре основных элемента: оболочку, объем которой определяет грузоподъемность АДА; подвесную систему; систему управления полетом; специальный груз (средства постановки помех, аппаратура фото- и радиоразведки, зажигательные или фугасные бомбы и др). Отличительными особенностями АДА как воздушных целей являются малые эффективные отражающие поверхности, малые скорости полета (30—100 м/с), совпадающие с воздушными течениями, большие высоты.

П о д п о р а ж е н и е м в о з д у ш н о й ц е л и (самолета, вертолета и др.) п о н и м а е т с я ее уничтожение или такое повреждение, которое исключает выполнение ею боевой задачи.

Поражение цели может быть достигнуто разрушением ее конструкции, выводом из строя жизненно важных отсеков, воспламенением топлива, детонацией бомб и боеприпасов, поражением экипажа самолета.

Поражение воздушной цели в общем случае может быть следствием фугасного, осколочного и кумулятивного действия боевой части ракеты.

Фугасное действие

При подрыве взрывчатого вещества вследствие исключительно большой скорости его детонации продукты взрыва в первый момент занимают практически объем самого заряда, находясь в сильно сжатом и нагретом состоянии. При последующем расширении давление и температура продуктов взрыва падают, а их скорость непрерывно возрастает. В процессе движения продукты взрыва гонят вперед и уплотняют окружающий воздух, образуя воздушную ударную волну. Вблизи заряда взрывчатого вещества движение продуктов взрыва происходит с той же скоростью, что и ударной волны. Уплотненный слой воздуха начинает тормозить движение продуктов взрыва, и, когда давление последних снижается до определенного значения, воздушная ударная волна отрывается от продуктов взрыва и становится основным носителем энергии взрыва. По мере удаления от места взрыва ударная волна затухает, скорость во фронте волны падает и ударная волна переходит в звуковую.

Расстояние $R_{у.в}$, на котором заканчивается формирование воздушной волны, зависит от плотности окружающего воздуха, т. е. высоты подрыва боевой части ЗУР.

Произведем оценку предельного расстояния фугасного действия боевой части ракеты.

При взрыве в разреженной атмосфере продукты детонации ВВ беспрепятственно распространяются во все стороны. По

мере удаления от центра взрыва их давление и плотность падают, а скорость перемещения возрастает. Наибольшего значения скорость достигает при полном расширении продуктов детонации, т. е. при достижении давления и плотности атмосферы в районе взрыва.

Для существующих взрывчатых веществ отношение объема продуктов детонации после их полного расширения $V_{пр}$ к объему взрывчатого вещества до взрыва V_0 изменяется в пределах

$$\frac{V_{пр}}{V_0} = \frac{\frac{4}{3}\pi R_{пр}^3}{\frac{4}{3}\pi R_0^3} = 800 \div 1600.$$

При этом условии предельный радиус действия продуктов детонации при взрыве ВВ в разреженной атмосфере будет

$$R_{пр} = R_0\sqrt[3]{800 \div 1600} = (9,3 \div 11,8)\,R_0.$$

Если расширение продуктов детонации происходит не по сфере, а, например, по цилиндрической поверхности, то

$$R_{пр} \approx (28 \div 40)\,R_0.$$

Результатом действия продуктов взрыва по цели может быть ее разрушение (раздавливание). Для нанесения такого поражения требуется определенная величина избыточного давления.

При подрыве заряда ВВ в плотных слоях атмосферы образовавшаяся ударная волна увеличивает разрушительный эффект продуктов взрыва. На малых удалениях от центра взрыва действие продуктов взрыва значительно превосходит действие воздушной ударной волны. На удалении 14—20 радиусов заряда продукты взрыва и воздушная ударная волна оказывают примерно равные воздействия на цель, а на бóльших расстояниях разрушение преграды в основном достигается воздействием сформировавшейся при взрыве воздушной ударной волны.

Поражающее действие продуктов взрыва и воздушной ударной волны определяется максимальным избыточным давлением и скоростным напором.

Таким образом, радиус эффективного фугасного действия боевой части ракеты на малых высотах больше, чем в разреженных слоях атмосферы. Однако его величина сравнительно невелика. Для типичных ВВ в зависимости от направленности взрыва необходимое для поражения цели воздействие ударной волны возможно на расстояниях $(25 \div 100)\,R_0$.

В момент подрыва боевой части ракета и цель движутся со значительными скоростями. Скорости ракеты и цели соизмеримы со скоростью ударной волны. Поэтому эффективность действия ударной волны зависит от положения и направления полета цели относительно движущейся ракеты. Наиболее эффективно боевая часть действует в направлении вектора скорости ракеты. Например, при полете боевой части ракеты со скоростью 3000 м/с начальное давление в ударной волне возрастает по сравнению с взрывом того же заряда тротила в статических условиях примерно в два раза.

Итак, воздушная цель может быть уничтожена путем разрушения ее конструкции фугасным действием боевой части ракеты. Радиус эффективного фугасного действия боевой части зависит в первую очередь от массы взрывчатого вещества и высоты взрыва. По своей величине он сравнительно невелик.

Осколочное действие

Осколочное действие боевой части ЗУР может привести к различным видам поражения цели. Оно характеризуется пробивной способностью поражающих элементов, зависящей от массы и скорости осколков в момент соударения с преградой.

Сравнительно бóльшая по площади часть, например, современного реактивного самолета практически не поражается при попадании в него отдельных осколков. Таким образом, *уязвим не весь самолет как цель, а только жизненно важные его части*, нарушение нормального функционирования или повреждение которых приводит к поражению самолета в целом.

Для оценки возможности поражения самолет условно разбивают на так называемые *уязвимые отсеки*. Каждый уязвимый отсек имеет определенное предназначение и может быть выведен из строя при попадании в него отдельных осколков.

Уязвимые отсеки принято делить на две группы. К *первой группе* относятся отсеки, вывод из строя каждого из которых влечет за собой поражение воздушной цели (двигатель одномоторного самолета, кабина летчика, хвостовое оперение, бомбовый отсек и т. п.). Ко *второй группе* относятся отсеки, лишь совместное поражение которых приводит к выводу из строя цели. Такая совокупность отсеков называется поражаемой комбинацией отсеков. Так, например, вывод одного двигателя еще не приводит к поражению бомбардировщика. Для уничтожения такой цели необходим вывод определенного количества двигателей в той или иной комбинации.

Если цель состоит не только из уязвимых отсеков первой группы, но и из уязвимых отсеков второй группы, то при стрельбе может иметь место *накопление ущерба*. Пуск ракеты приведет к уничтожению цели, если осколки ее боевой части при подрыве в районе встречи выведут из строя хотя бы один уязвимый отсек первой группы или поражаемую комбинацию отсеков второй группы. Поражения цели

не произойдет, если будут выведены из строя отсеки второй группы, не составляющие поражающую комбинацию. Однако это будет означать накопление ущерба, которое обусловит увеличение вероятности поражения цели при ее обстреле второй ракетой.

Итак, осколки могут причинить повреждение цели различными путями.

1. Произвести механическое разрушение конструкции цели. Если плотность осколков достаточно высока, элементы конструкции могут быть повреждены настолько, что аэродинамические нагрузки, действующие на цель, довершат ее разрушение.

2. Поразить уязвимые отсеки (вывести из строя двигатели, повредить систему управления, воспламенить топливо, вывести из строя членов экипажа, вызвать детонацию взрывчатого вещества в бомбовом отсеке и т. д.). Вывод из строя двигателей и нарушение системы управления происходят путем повреждения их элементов попавшими осколками боевой части. Воспламенение топлива может быть следствием резкого торможения осколка и превращения его кинетической энергии в тепловую.

Поражение уязвимого отсека при подрыве осколочной боевой части ракеты вблизи цели — случайное событие. Вероятность этого сложного события равна произведению вероятности попадания осколков в уязвимый отсек на вероятность поражения отсека попавшими осколками:

$$P(A_i)=\sum_{m=0}^{m_{б.ч}} G_i(m)\,P_i(m), \qquad (5.1)$$

где $P(A_i)$ — вероятность поражения отсека A_i;
$m_{б.ч}$ — число осколков боевой части в данной области пространства;
$G_i(m)$ — вероятность поражения отсека при попадании m осколков;
$P_i(m)$ — вероятность попадания в отсек m осколков.

Вероятность попадания осколков в отсек есть функция площади проекции на плоскость, перпендикулярную вектору относительной скорости осколка, и плотности осколков на заданном расстоянии от точки взрыва. Поскольку число осколков, попадающих в отдельные отсеки цели, распределяется по закону Пуассона, то

$$P_i(m)=\frac{(\lambda s_{отс\,i})^m}{m!}\,e^{-\lambda s_{отс\,i}}, \qquad (5.2)$$

где λ — плотность осколков при заданном удалении от точки подрыва боевой части;
$s_{отс\,i}$ — площадь проекции отсека A_i на плоскость, перпендикулярную направлению разлета осколков.

Вероятность поражения отсека при попадании в него осколков зависит от уязвимости отсека (степени чувствительности его к повреждению), скорости осколков при их встрече с преградой, массы и формы осколков, характера окружающей среды и т. д.:

$$G_i(m)=1-(1-G_{i1})^m, \qquad (5.3)$$

где G_{i1} — вероятность поражения A_i отсека при попадании в него одного осколка.

Подставив формулы (5.2) и (5.3) в формулу (5.1), получим

$$P(A_i)=e^{-\lambda s_{отс\,i}}\left[\sum_{m=0}^{m_{б.ч}}\frac{(\lambda s_{отс\,i})^m}{m!}-\sum_{m=0}^{m_{б.ч}}\frac{(\lambda s_{отс\,i})^m(1-G_{i1})^m}{m!}\right].$$

Учитывая, что

$$\sum_{m=0}^{\infty}\frac{(\lambda s_{отс\,i})^m}{m!}=e^{\lambda s_{отс\,i}}$$

и

$$\sum_{m=0}^{\infty}\frac{[\lambda s_{отс\,i}(1-G_{i1})]^m}{m!}=e^{\lambda s_{отс\,i}(1-G_{i1})},$$

вероятность поражения отсека A_i можно представить зависимостью вида

$$P(A_i)=1-e^{-\lambda s_{отс\,i}G_{i1}}.$$

Используя понятие приведенной уязвимой площади отсека $s_{отс.\,уязв\,i}=s_{отс\,i}G_{i1}$, вероятность поражения отсека A_i при подрыве боевой части у цели может быть записана в виде

$$P(A_i)=1-e^{-\lambda s_{отс.\,уязв\,i}}. \qquad (5.4)$$

Вероятность воспламенения топлива и возникновения пожара, например на самолете, зависит от многих факторов: скорости, массы и формы осколков, характеристик топлива, количества топлива в баках, материала топливных баков, наличия инертного наполнения, высоты полета и т. п. Оценка этой вероятности осуществляется на основе опытных данных. С увеличением высоты точки встречи, т. е. с уменьшением плотности воздуха, вероятность воспламенения топлива и возникновения пожара на самолете снижается. На высотах более 15—20 км она становится практически равной нулю.

Осколочное действие может также привести **к детонации взрывчатого вещества бомб (боевых головок)**, переносимых воздушной целью. Однако вероятность такого поражения

воздушной цели весьма мала и при практических расчетах, как правило, не учитывается.

Ослабление энергии взрыва осколочных боевых частей происходит примерно пропорционально квадрату этого расстояния. Поэтому эффективная дальность действия осколочных боевых частей обычно больше, чем фугасных зарядов той же массы. Этим объясняется то обстоятельство, что современные ракеты иностранных армий имеют, как правило, осколочные боевые части.

Кумулятивное действие

Боевые части кумулятивного действия не нашли за рубежом распространения в зенитных управляемых ракетах. Однако теоретические аспекты возможности их применения в ЗУР вызывают определенный интерес.

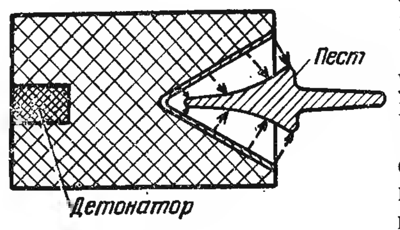


Рис. 5.8. Схема образования кумулятивной струи

Действие взрыва можно усилить в определенном направлении. Если заряд (рис. 5.8) взрывчатого вещества имеет выемку в виде конуса, то возникающие при взрыве заряда газообразные продукты образуют сходящийся поток, имеющий вид мощной тонкой струи. Кумулятивное действие заряда увеличивается в 2—4 раза, если конусообразная выемка имеет металлическую облицовку небольшой толщины. Кумулятивная струя, движущаяся со скоростью, близкой к скорости детонации (10 000—15 000 м/с), способна вызвать сильные разрушения преграды. Наружные слои металла облицовки деформируются в пест, движущийся в том же направлении, но с относительно малой скоростью. Пест не играет какой-либо роли в пробивном действии.

Кумулятивный поток быстро теряет свою энергию по мере удаления от места взрыва.

Кумулятивные заряды требуют весьма точной системы наведения ЗУР и должны подрываться на определенном наивыгоднейшем расстоянии от цели. Направленное действие кумулятивной струи обусловливает необходимость вполне определенного ориентированного положения боевого заряда в момент его подрыва у цели.

Оценка уязвимости воздушных целей

Под уязвимостью воздушной цели понимается степень ее чувствительности к поражению при подрыве боевой части ракеты в заданных условиях встречи с целью. Уязвимость различных типов воздушных целей различна. Она зависит от прочности их конструкции (обшивки фюзеляжа, крыльев и др.), состава и расположения жизненно важных элементов, дублирования систем управления, наличия средств защиты от поражающего действия боевой части ЗУР, геометрических размеров цели и ее наиболее уязвимых отсеков. Определение уязвимости конкретных типов самолетов (крылатых ракет) — вероятных воздушных целей для ЗРК может производиться лишь косвенно путем анализа их конструкции и сравнения с уязвимостью типовых отсеков.

Уязвимость цели зависит от высоты ее полета, ориентации относительно точки взрыва и ряда других факторов.

Поэтому оценка уязвимости типовых отсеков и конкретных целей для ЗРК связана с проведением большого объема расчетной и экспериментальной работы. Она, в частности, включает опытное определение чувствительности к поражению аналогов отдельных отсеков воздушных целей при действии на них поражающих факторов боевой части ЗУР с различных расстояний и направлений.

5.4. КООРДИНАТНЫЙ ЗАКОН ПОРАЖЕНИЯ ЦЕЛИ

Понятие координатного закона поражения цели

Поражение цели, а также наносимый ей ущерб при подрыве боевой части ракеты носят случайный характер и обусловлены следующей случайной совокупностью факторов:

значениями координат точки подрыва ракеты относительно цели;

степенью накрытия цели потоком поражающих элементов боевой части;

эффективностью поражающего воздействия боевой части ракеты;

уязвимостью цели;

условиями встречи ракеты с целью и др.

При заданных боевой части ракеты и характеристиках воздушной цели вероятность ее поражения в основном зависит от координат точки разрыва боевой части и условий встречи ракеты с целью (высоты, относительной скорости и др.).

Вероятность поражения цели в зависимости от координат точки разрыва боевой части ракеты обычно представляется некоторой интегральной функцией:

$$G(x, y, z),$$

где x, y, z — линейные координаты положения ракеты относительно цели в момент подрыва боевой части.

Функцию $G(x, y, z)$ принято называть координатным законом поражения цели.

Таким образом, **координатный закон поражения цели** представляет собой интегральную функцию, определяющую величину вероятности поражения цели в зависимости от координат точки подрыва БЧ ракеты относительно цели.

Рассеивание точек подрыва боевой части ракеты относительно цели является следствием ошибок наведения ракеты на цель и разброса точек срабатывания неконтактного взрывателя:

$$f(x, y, z) = f(y, z)\,\omega(x, y, z),$$

где $f(x, y, z)$ — плотность вероятности координат точек подрыва боевой части ракеты у цели;

$f(y, z)$ — плотность вероятности ошибок наведения ракеты на цель;

$\omega(x, y, z)$ — функция, характеризующая зависимость вероятности срабатывания неконтактного взрывателя от координат x, y, z:

$$\omega(x, y, z) = f_1(x/y, z)\, f_2(y, z),$$

где $f_1(x/y, z)$ — плотность вероятности ошибок рассеивания координаты x точек подрыва боевой части ракеты при заданных координатах y, z;

$f_2(y, z)$ — вероятность срабатывания неконтактного взрывателя в зависимости от координат y, z.

Определение положения разрыва боевой части ракеты относительно цели может производиться в любой системе координат, начало которой совпадает с целью. При выборе направления осей этой системы руководствуются удобством анализа ошибок, сопровождающих стрельбу, и вероятности поражения цели. Ось $цx$ обычно совмещают с вектором относительной скорости ракеты (рис. 4.1, *б*) или линией визирования цели (рис. 4.1, *а*), а оси $цy$ и $цz$ располагают в плоскости, перпендикулярной вектору относительной скорости ракеты, или в картинной плоскости.

Зная координатный закон поражения цели $G(x, y, z)$ и плотность вероятности ошибок точек подрыва боевой части ракеты вдоль траектории $f_1(x/y, z)$, можно найти значение вероятности поражения цели в зависимости от ошибок наведения ракеты на цель, т. е. координат y, z:

$$G_0(y, z) = \int_{-x_{max}}^{+x_{max}} G(x, y, z)\, f_1\left(\frac{x}{y, z}\right) dx,$$

где величины $-x_{max}$, $+x_{max}$ определяют возможный интервал рассеивания точек подрыва боевой части ракет вдоль траектории ($|x_{max}| = 3\sigma_x$).

Функция $G_0(y, z)$, определяющая вероятность поражения цели в зависимости от ошибок наведения ракеты на цель, называется **условным координатным законом поражения цели.**

Графически условный координатный закон поражения цели может быть представлен семейством замыкающихся кривых равной вероятности (рис. 5.9), которые позволяют определить вероятность поражения цели для любых заданных значений y и z. Эти замыкающиеся кривые в общем случае не являются окружностями, т. е. вероятность поражения цели зависит не только от величины, но и от направления промаха ракеты.

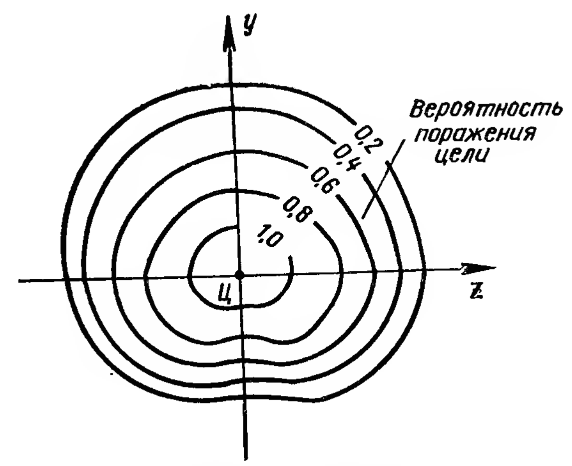


Рис. 5.9. Графическое изображение условного координатного закона поражения цели

Вид и параметры условного закона поражения цели являются функцией типа и характеристик боевой части ракеты, характеристик неконтактного взрывателя, уязвимости цели, условий встречи ракеты с целью.

Непосредственно к самолету, как цели, примыкает и ограничивает часть пространства вокруг него зона безусловного поражения цели. При подрыве боевой части ракеты в этой зоне с практической достоверностью самолет уничтожается вследствие общих разрушений конструкции, наносимых фугасным действием боевой части ракеты в сочетании с осколочным действием плотного потока поражающих элементов. Границы безусловного поражения отстоят на разных расстояниях от различных участков поверхности самолета.

При подрыве осколочной боевой части за пределами зоны безусловного поражения цели поражаются с некоторой вероятностью в результате осколочного и зажигательного действия отдельных поражающих элементов по уязвимым отсекам самолета.

Вероятность поражения самолета при подрыве боевой части ракеты в заданной точке относительно цели равна вероятности поражения хотя бы одного отсека первой группы или поражающей комбинации отсеков второй группы.

При равной вероятности поражения отсеков (комбинации отсеков) вероятность поражения цели

$$P(\text{ц}) = 1 - [1 - P(A_i)]^n,$$

где n — количество уязвимых отсеков первой группы и поражающих комбинаций отсеков второй группы на самолете.

Так как вероятности поражения отсеков (или комбинации отсеков) в общем случае различны, то

$$P(\text{ц}) = 1 - \prod_{i=1}^{n} [1 - P(A_i)]. \qquad (5.5)$$

Подставляя в зависимость (5.5) значение $P(A_i)$ из формулы (5.4), получим

$$P(\text{ц}) = 1 - \prod_{i=1}^{n} e^{-\lambda s_{\text{отс. уязв } i}}$$

или

$$P(\text{ц}) = 1 - e^{-\sum_{i=1}^{n} \lambda s_{\text{отс. уязв } i}} = 1 - e^{-\lambda s_{\text{уязв}}}.$$

Плотность осколков λ определяется параметрами боевой части ракеты и координатами точки ее подрыва относительно цели. Величина **приведенной уязвимой площади самолета** $s_{\text{уязв}}$ зависит от характеристик воздушной цели и поражающих свойств осколков в момент встречи их с преградой, т. е. также от координат точки подрыва боевой части относительно цели.

Учитывая, что соответственно введенным понятиям

$$P(A_i) = G_i(x, y, z) \text{ и } P(\text{ц}) = G(x, y, z),$$

зависимость (5.5) может быть представлена в виде

$$G(x, y, z) = 1 - \prod_{i=1}^{n} [1 - G_i(x, y, z)]. \qquad (5.6)$$

Для вычисления вероятности поражения цели по формуле (5.6) необходимо знать вероятности поражения каждого i-го отсека первой группы и каждой i-й комбинации отсеков второй группы. При этом вероятность получения i-й поражающей комбинации отсеков второй группы равна

$$G_i(x, y, z) = \sum_{j=\text{к}}^{l} C_l^j [1 - G_j(x, y, z)]^{l-j} [G_j(x, y, z)]^j,$$

где l — количество отсеков в i-й комбинации отсеков второй группы;

j — минимальное число отсеков i-й комбинации, достаточное для поражения самолета;

$G_j(x, y, z)$ — вероятность поражения каждого j-го отсека, входящего в i-ю комбинацию;

$C_l^j = \frac{l!}{j!(l-j)!}$ — число сочетаний из l по j.

Пример. Пусть для поражения стратегического бомбардировщика необходимо поразить три двигателя из четырех или вывести из строя обоих летчиков, или воспламенить топливо в баках и вызвать пожар. При заданных координатах x, y, z подрыва боевой части ракеты вероятность поражения двигателя $G_{\text{д}1} = G_{\text{д}2} = G_{\text{д}3} = G_{\text{д}4} = 0{,}6$, вывода из строя летчика — $G_{\text{л}1} = G_{\text{л}2} = 0{,}4$, воспламенения топлива — $G_{\text{т}} = 0{,}2$.

Определить вероятность поражения самолета.

Решение.

1. Вероятность получения поражающей комбинации двигателей

$$G_1 = \sum_{j=3}^{4} C_4^j [1 - G_{\text{д}}]^{4-j} G_{\text{д}}^j = 4(1 - 0{,}6)\, 0{,}6^3 + 0{,}6^4 = 0{,}47.$$

2. Вероятность вывода из строя обоих летчиков

$$G_2 = G_{\text{л}1} G_{\text{л}2} = 0{,}4 \cdot 0{,}4 = 0{,}16.$$

3. Вероятность поражения самолета

$$G(x, y, z) = 1 - (1 - G_1)(1 - G_2)(1 - G_3) = 1 - (1 - 0{,}47)(1 - 0{,}16)(1 - 0{,}2) = 0{,}65.$$

Приближенное аналитическое представление условного закона поражения цели

Условный закон поражения цели $G_0(y, z)$ есть функция, устанавливающая зависимость вероятности поражения цели от ошибок наведения ракеты. Графически эта функция представляется семейством кривых равной вероятности на плоскости y, z (см. рис. 5.9). С увеличением промаха $r = \sqrt{y^2 + z^2}$ вероятность поражения цели уменьшается главным образом за счет уменьшения плотности и скорости осколков при их встрече с целью. Условная вероятность

поражения цели зависит и от направления промаха ракеты (угла φ). Это объясняется:

зависимостью уязвимости цели от ее ориентации относительно точки подрыва боевой части ракеты;

зависимостью относительной скорости осколков от направления промаха;

различной степенью согласования области срабатывания радиовзрывателя с областью возможного поражения цели при различных направлениях промаха и др.

Следовательно, для заданного боевого снаряжения ЗУР

$$G_0(r, \varphi) = 1 - e^{-\lambda(r) s_{уязв}(r, \varphi)}. \quad (5.7)$$

При экспериментальном определении условного закона поражения цели формулу (5.7) обычно представляют в виде

$$G_0(r, \varphi) = 1 - e^{-\frac{\delta_0(\varphi)}{r^2}},$$

где $\delta_0(\varphi)$ — параметр условного закона поражения цели, зависящий при заданном боевом снаряжении ракеты от типа цели, условий стрельбы и направления промаха.

Условная вероятность поражения цели в большей мере является функцией величины промаха. Ее зависимость от направления промаха менее выражена. Поэтому при оценке эффективности стрельбы зенитными управляемыми ракетами двухмерный условный закон поражения цели в ряде случаев заменяется круговым условным законом поражения цели. Аппроксимация закона осуществляется путем усреднения параметра $\delta_0(\varphi)$:

$$\delta_0 = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \delta_0(\varphi) d\varphi.$$

Тогда

$$G_0(r) = 1 - e^{-\frac{\delta_0^2}{r^2}}. \quad (5.8)$$

Характер зависимости (5.8) показан на рис. 5.10.

Параметр условного закона поражения цели δ_0 численно равен величине промаха r, при которой условная вероятность поражения цели составляет 0,632, так как

$$G_0(r = \delta_0) = 1 - e^{-1} = 0{,}632.$$

При заданных характеристиках боевого снаряжения ракеты и воздушной цели параметр δ_0 зависит от условий стрельбы, и в частности от высоты точки встречи ракеты с целью. Примерный характер этой зависимости показан на рис. 5.11. На малых высотах, т. е. в плотных слоях атмосферы, снижение условной вероятности $G_0(r)$ (за пределами зоны безусловного поражения цели) происходит вследствие более быстрого падения скорости поражающих элементов, а на больших высотах — вследствие снижения уязвимости цели.

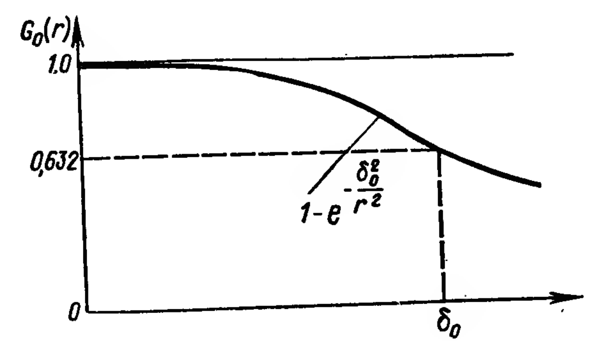


Рис. 5.10. Характер зависимости $G(r)$

Возможны и другие аппроксимации условного закона поражения цели, например:

$$G_0(r) = e^{-\frac{r^2}{2R_0^2}},$$

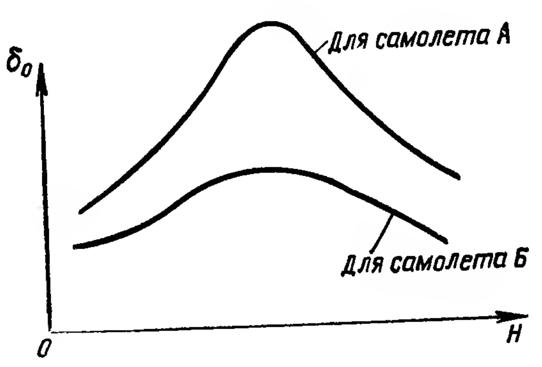


Рис. 5.11. Характер зависимости $\delta_0(r)$

где R_0 — параметр условного закона $G_0(r)$; он численно равен величине промаха, при которой условная вероятность поражения цели составляет 0,606:

$$G_0(r = R_0) = e^{-0,5} = 0{,}606.$$

6. МЕТОДЫ РАСЧЕТА ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СТРЕЛЬБЫ ПРИ ЗАДАННЫХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ ЗАКОНА ОШИБОК НАВЕДЕНИЯ ЗУР И КООРДИНАТНОГО ЗАКОНА ПОРАЖЕНИЯ ЦЕЛИ

6.1. ПОКАЗАТЕЛИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СТРЕЛЬБЫ ПО ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ

Задачей каждой отдельно взятой стрельбы является *поражение цели*. Под поражением воздушной цели понимается ее уничтожение или нанесение ей такого ущерба, при котором она не в состоянии выполнить свою боевую задачу. Меру соответствия результата, достигаемого стрельбой, поставленной задаче называют эффективностью (действительностью) стрельбы. Эффективность стрельбы характеризуется показателями эффективности.

Выбор показателя эффективности стрельбы определяется задачей стрельбы и характером воздушной цели.

По своему составу и характеру отметок, наблюдаемых на экранах индикаторов, воздушные цели принято делить на одиночные, групповые и группы целей (см. подразд. 8.1).

Показателем эффективности стрельбы по одиночной цели является *вероятность ее поражения*.

Задачей стрельбы по групповой цели или группе целей может быть поражение всех или наибольшего возможного числа СВН. В первом случае показателем эффективности стрельбы является *вероятность поражения всех СВН*, а во втором случае — *математическое ожидание числа сбитых СВН* из состава данной групповой цели или группы целей.

При оценке показателей эффективности стрельбы предполагается, что подготовка стрельбы проведена и пуск зенитных управляемых ракет по цели состоялся. Поражение цели в этом случае зависит от большого количества факторов, непосредственно сопровождающих процесс стрельбы, а также от надежности боевой работы зенитного ракетного комплекса.

6.2. ВЕРОЯТНОСТЬ ПОРАЖЕНИЯ ОДИНОЧНОЙ ЦЕЛИ

Общая зависимость для вычисления вероятности поражения цели

Поражение цели зенитной управляемой ракетой можно представить в виде сложного случайного события, состоящего из двух других случайных событий, происходящих последовательно во времени (рис. 6.1).

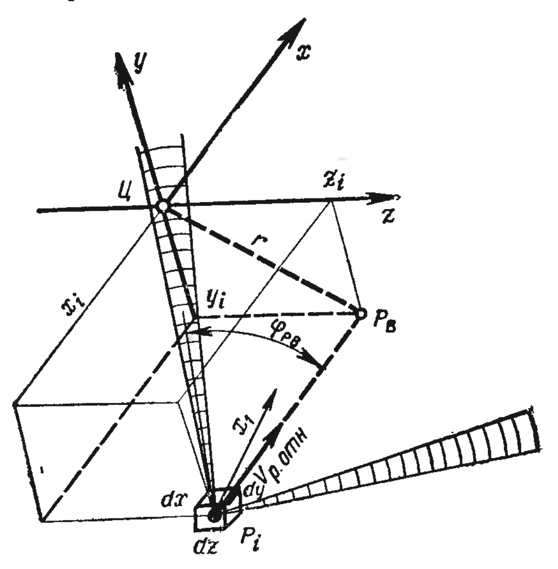


Рис. 6.1. К определению вероятности поражения цели

Первое случайное событие заключается в том, что подрыв боевой части ракеты произошел именно в данной точке пространства с координатами x, y, z относительно цели. Вероятность этого события определяется законом ошибок $f(x, y, z)$, сопровождающих стрельбу.

Второе случайное событие заключается в том, что поражающие элементы боевой части ракеты, разорвавшейся именно в данной точке с координатами x, y, z, поразят цель. Вероятность этого события определяется координатным законом поражения цели $G(x, y, z)$.

Вероятность подрыва боевой части ракеты в строго определенной точке пространства практически равна нулю. Поэтому вероятность первого события будем характеризовать

вероятностью подрыва боевой части ракеты в элементарном объеме $dx\ dy,\ dz$ около точки $x,\ y,\ z$, т. е. величиной $f(x,\ y,\ z)\ dx,\ dy,\ dz$.

Вероятность сложного события dP, заключающегося в том, что подрыв боевой части ракеты произойдет в данной точке p с координатами $x,\ y,\ z$ (в элементарном объеме $dx\ dy\ dz$) и поражающие элементы поразят цель, определяется по теореме умножения вероятностей:

$$dP = f(x, y, z)\, dx\, dy\, dz\, G(x, y, z).$$

В соответствии с законом ошибок, сопровождающих стрельбу, подрыв боевой части ракеты может произойти не только в точке $x_i,\ y_i,\ z_i$, но и в любой другой точке пространства около цели. Следовательно, для определения вероятности поражения цели при одном пуске ракеты необходимо применить формулу полной вероятности

$$\Pi = \sum_{i=1}^{i=n} Q_i P_i, \qquad (6.1)$$

где Π — полная вероятность события без различия, по какой гипотезе оно произойдет;

n — количество всех гипотез;

Q_i — вероятность гипотезы (предположения);

P_i — вероятность события по гипотезе.

Гипотезами стрельбы по воздушным целям в данном случае являются предположения о координатах $x_i,\ y_i,\ z_i$ точки подрыва боевой части ракеты, а событием по гипотезе — поражение цели при подрыве боевой части ракеты в данной точке с координатами $x_i,\ y_i,\ z_i$.

Так как гипотезы являются частными значениями трех непрерывных случайных величин, то сумма парных произведений в формуле (6.1) заменится тройным интегралом (интегрированием по объему) в пределах от минус бесконечности до плюс бесконечности:

$$P_1 = \int_{-\infty}^{+\infty}\int_{-\infty}^{+\infty}\int_{-\infty}^{+\infty} f(x, y, z)\, G(x, y, z)\, dx\, dy\, dz,$$

где P_1 — вероятность поражения цели одной ракетой.

Очевидно, что функция $f(x,\ y,\ z)$ отлична от нуля лишь в некотором (небесконечном) объеме у цели. В этом объеме и производится интегрирование.

Рассеивание точек подрыва боевой части ракеты относительно цели является следствием ошибок наведения ракеты на цель и разброса точек срабатывания неконтактного взрывателя:

$$f(x, y, z) = f(y, z)\, \omega(x, y, z). \qquad (6.2)$$

В свою очередь закон срабатывания неконтактного взрывателя

$$\omega(x, y, z) = f_1(x/y, z)\, f_2(y, z), \qquad (6.3)$$

где $f_1(x/y,\ z)$ — плотность распределения координаты x срабатывания взрывателя при заданной ошибке наведения $y,\ z$;

$f_2(y,\ z)$ — вероятность срабатывания взрывателя по цели в зависимости от ошибок наведения.

Используя понятие условного координатного закона поражения цели

$$G_0(y, z) = \int_{-x_{max}}^{+x_{max}} G(x, y, z)\, f_1(x/y, z)\, dx$$

и учитывая формулы (6.2) и (6.3), вероятность поражения воздушной цели одной ракетой можно представить зависимостью

$$P_1 = \int_{-\infty}^{+\infty}\int_{-\infty}^{+\infty} f(y, z)\, f_2(y, z)\, G_0(y, z)\, dy\, dz. \qquad (6.4)$$

Таким образом, для определения вероятности поражения цели одной ракетой необходимо знать:

закон ошибок наведения ракеты на цель $f(y,\ z)$;

зависимость вероятности срабатывания неконтактного взрывателя от ошибок наведения $f_2(y,\ z)$;

условный координатный закон поражения цели $G_0(y,\ z)$.

Вычисление вероятности поражения цели одной ракетой

Порядок вычисления интеграла (6.4) зависит от вида подынтегральных функций.

Рассмотрим некоторые частные случаи.

Первый случай — ошибки наведения ракеты подчинены круговому закону ($\sigma_y = \sigma_z = \sigma$), центр рассеивания совпадает с целью, т. е. плотность вероятности распределения промахов

$$f(r) = \frac{r}{\sigma^2} e^{-\frac{r^2}{2\sigma^2}};$$

закон поражения цели круговой вида

$$G_0(r) = 1 - e^{-\frac{\delta_0^2}{r^2}};$$

радиус срабатывания неконтактного взрывателя неограничен.

При этих условиях определение вероятности поражения цели одной ракетой сводится к вычислению интеграла

$$P_1=\int_0^\infty \frac{r}{\sigma^2}e^{-\frac{r^2}{2\sigma^2}}\left(1-e^{-\frac{\delta_0^2}{r^2}}\right)dr.$$

Приняв $r^2/2\sigma^2=t$, получим

$$P_1=\int_0^\infty e^{-t}\left(1-e^{-\frac{\delta_0^2}{2\sigma^2 t}}\right)dt=\int_0^\infty e^{-t}\,dt-\int_0^\infty e^{-\left(t+\frac{\delta_0^2}{2\sigma^2 t}\right)}dt=$$

$$=1-\int_0^\infty e^{-\left(t+\frac{\delta_0^2}{2\sigma^2 t}\right)}dt. \qquad (6.5)$$

Интеграл (6.5) выражается через относящуюся к цилиндрическим функциям модифицированную функцию Ганкеля $K_1(\chi)$. Расчетная формула записывается в виде

$$P_1=1-\frac{\sqrt{2}\,\delta_0}{\sigma}K_1\left(\frac{\sqrt{2}\,\delta_0}{\sigma}\right), \qquad (6.6)$$

где $K_1(\chi)$ — функция Ганкеля первого порядка (приложение 5).

Пример. Рассчитать вероятность P_1, если $\sigma_y=\sigma_z=10$ м и $\delta_0=25$ м.

Р е ш е н и е.

$$\chi=\frac{\sqrt{2}\cdot 25}{10}=3{,}54.$$

По таблице (приложение 5) $K_1(3{,}54)=0{,}021$; $P_1=1-3{,}54\times\times 0{,}021=0{,}926$.

Второй случай — законы ошибок наведения и срабатывания неконтактного взрывателя те же, что и в первом случае; закон поражения цели описывается функцией вида

$$G(r)=e^{-\frac{r^2}{2R_0^2}}.$$

Тогда

$$P_1=\int_0^\infty \frac{r}{\sigma^2}e^{-\frac{r^2}{2\sigma^2}}e^{-\frac{r^2}{2R_0^2}}dr;$$

$$P_1=\int_0^\infty \frac{r}{\sigma^2}e^{-\frac{r^2}{2}\left(\frac{R_0^2+\sigma^2}{R_0^2\sigma^2}\right)}dr.$$

Приняв

$$t=\frac{r^2}{2}\left(\frac{R_0^2+\sigma^2}{R_0^2\sigma^2}\right),$$

получим

$$P_1=\frac{R_0^2}{R_0^2+\sigma^2}\int_0^\infty e^{-t}\,dt,$$

откуда

$$P_1=\frac{R_0^2}{R_0^2+\sigma^2}=\frac{1}{1+\left(\frac{\sigma}{R_0}\right)^2}. \qquad (6.7)$$

Пример. Рассчитать вероятность P_1, если $\sigma_y=\sigma_z=10$ м; $R_0=30$ м.

Р е ш е н и е.

$$P_1=\frac{1}{1+\left(\frac{10}{30}\right)^2}=0{,}9.$$

Третий случай — ошибки наведения ракеты подчинены круговому закону ($\sigma_y=\sigma_z=\sigma$), центр рассеивания не совпадает с целью ($y_0\neq 0$ и $z_0\neq 0$), т. е. плотность вероятности распределения промахов

$$f(r)=\frac{r}{\sigma^2}e^{-\frac{r^2+r_0^2}{2\sigma^2}}I_0\left(\frac{r_0 r}{\sigma^2}\right);$$

закон поражения цели круговой вида

$$G(r)=1-e^{-\frac{\delta_0^2}{r^2}};$$

радиус срабатывания неконтактного взрывателя неограничен.

При этих условиях вероятность поражения цели

$$P_1=\int_0^\infty \frac{r}{\sigma^2}e^{-\frac{r^2+r_0^2}{2\sigma^2}}I_0\left(\frac{r_0 r}{\sigma^2}\right)\left(1-e^{-\frac{\delta_0^2}{r^2}}\right)dr. \qquad (6.8)$$

Вычисление интеграла (6.8) обычно производится методами численного интегрирования.

Четвертый случай — законы ошибок наведения и срабатывания неконтактного взрывателя те же, что и в третьем случае; закон поражения цели описывается функцией

$$G(r)=e^{-\frac{r^2}{2R_0^2}}.$$

Тогда

$$P_1=\int_0^\infty \frac{r}{\sigma^2} e^{-\frac{r^2+r_0^2}{2\sigma^2}} I_0\left(\frac{r_0 r}{\sigma^2}\right) e^{-\frac{r^2}{2R_0^2}} dr =$$

$$=\frac{1}{\sigma^2} e^{-\frac{r_0^2}{2\sigma^2}} \int_0^\infty r e^{-r^2\left(\frac{R_0^2+\sigma^2}{2R_0^2\sigma^2}\right)} I_0\left(\frac{r_0 r}{\sigma^2}\right) dr. \qquad (6.9)$$

Интеграл (6.9) приводится к табличному (приложение 6):

$$\int_0^\infty t^{\mu-1} I_n(\alpha t) e^{-\beta^2 t^2} dt =$$

$$=\frac{\Gamma\left(\frac{\mu+n}{2}\right)\left(\frac{\alpha}{2\beta}\right)^n}{2\beta^\mu \Gamma(n+1)} e^{\frac{\alpha^2}{4\beta^2}} {}_1F_1\left(\frac{n-\mu}{2}+1,\ n+1,\ -\frac{\alpha^2}{4\beta^2}\right),$$

где Γ — гамма-функция;

${}_1F_1$ — вырожденная (или конфлюэнтная) гипергеометрическая функция.

В данном случае $\mu=2$ и $n=0$.

Тогда

$$\int_0^\infty t I_0(\alpha t) e^{-\beta^2 t^2} dt = \frac{\Gamma(1)}{2\beta^2\Gamma(2)} e^{\frac{\alpha^2}{4\beta^2}} {}_1F_1\left(0,\ 1,\ -\frac{\alpha^2}{4\beta^2}\right).$$

Вырожденная гипергеометрическая функция записывается в виде

$${}_1F_1=(a, c, x)=1+\frac{a}{c}\frac{x}{1!}+\frac{a(a+1)}{c(c+1)}\frac{x^2}{2!}+$$

$$+\frac{a(a+1)(a+2)}{c(c+1)(c+2)}\frac{x^3}{3!}+\ldots$$

Следовательно, учитывая, что ${}_1F_1\ (0,1,-\alpha^2/4\beta^2)=1$ и $\Gamma(1)=\Gamma(2)=1$, можно написать

$$\int_0^\infty t I_0(\alpha t) e^{-\beta^2 t^2} dt=\frac{1}{2\beta^2} e^{\frac{\alpha^2}{4\beta^2}}.$$

Применительно к формуле (6.9)

$$t=r;\quad \alpha=\frac{r_0}{\sigma^2};\quad \beta^2=\frac{R_0^2+\sigma^2}{2R_0^2\sigma^2},$$

получим

$$P_1=\frac{1}{\sigma^2} e^{-\frac{r_0^2}{2\sigma^2}} \frac{R_0^2\sigma^2}{R_0^2+\sigma^2} e^{\frac{r_0^2}{2\sigma^2}\left(\frac{R_0^2}{R_0^2+\sigma^2}\right)}$$

или

$$P_1=\frac{R_0^2}{R_0^2+\sigma^2} e^{-\frac{r_0^2}{2\sigma^2}\left(1-\frac{R_0^2}{R_0^2+\sigma^2}\right)}. \qquad (6.10)$$

Сомножитель $\frac{R_0^2}{R_0^2+\sigma^2}$ определяет вероятность поражения цели при круговом законе рассеивания и отсутствии систематических ошибок [см. формулу (6.7)]. Поэтому формулу (6.10) можно записать в виде

$$P_1=P_{1,\ r_0=0} e^{-\frac{r_0^2}{2\sigma^2}(1-P_{1,\ r_0=0})}, \qquad (6.11)$$

где $P_{1,\ r_0=0}$ — вероятность поражения цели при отсутствии систематических ошибок.

Пример. Рассчитать вероятность P_1, если $\sigma_y=\sigma_z=10$ м; $R_0=30$ м; $r_0=15$ м.

Решение. $P_{1,\ r=0}=0{,}9$ (см. примердля второгослучая):

$$P_1=0{,}9\,e^{-\frac{15^2}{2\cdot 10^2}(1-0{,}9)}=0{,}9\,e^{-0{,}1125}=0{,}80.$$

Формула (6.11) может быть использована для оценки вероятности поражения цели и в условиях третьего случая. Тогда значение $P_{1,\ r_0=0}$ подсчитывается по формуле (6.6).

Пятый случай — ошибки наведения ракеты подчинены эллиптическому закону ($\sigma_y<\sigma_z$), центр рассеивания совпадает с целью, т. е. плотность вероятности распределения промахов

$$f(r)=\frac{r}{\sigma_x\sigma_y} e^{-r^2\frac{(\sigma_y^2+\sigma_z^2)}{4\sigma_y^2\sigma_z^2}} I_0\left(r^2\frac{\sigma_z^2-\sigma_y^2}{4\sigma_y^2\sigma_z^2}\right);$$

закон поражения цели круговой вида

$$G(r)=e^{-\frac{r^2}{2R_0^2}};$$

радиус срабатывания неконтактного взрывателя ограничен величиной r_{max}.

При этих условиях

$$P_1=\int_0^{r_{max}} \frac{r}{\sigma_y\sigma_z} e^{-r^2\left(\frac{\sigma_y^2+\sigma_z^2}{4\sigma_y^2\sigma_z^2}+\frac{1}{2R_0^2}\right)} I_0\left(r^2\frac{\sigma_z^2-\sigma_y^2}{4\sigma_y^2\sigma_z^2}\right) dr. \qquad (6.12)$$

Для вычисления вероятности P_1 можно использовать таблицу (приложение 6) табулированной функции:

$$J_e(k,\ \tau)=\int_0^\tau e^{-t} I_0(k,\ t)\,dt.$$

Если в формуле (6.12) обозначить

$$r^2\frac{\left(\sigma_y^2+\sigma_z^2\right)R_0^2+2\sigma_y^2\sigma_z^2}{4\sigma_y^2\sigma_z^2R_0^2}=t,$$

тогда

$$k=\frac{R_0^2\left(\sigma_z^2-\sigma_y^2\right)}{\left(\sigma_y^2+\sigma_z^2\right)R_0+2\sigma_y^2\sigma_z^2};$$

$$\tau=\frac{\left(\sigma_y^2+\sigma_z^2\right)R_0^2+2\sigma_y^2\sigma_z^2}{4\sigma_y^2\sigma_z^2R_0^2}\,r_{\max}^2;$$

$$P_1=\frac{4\sigma_y\sigma_zR_0^2}{\left(\sigma_y^2+\sigma_z^2\right)R_0^2+2\sigma_y^2\sigma_z^2}\int_0^\tau e^{-t}(k,\ t)\,dt.$$

Приняв для удобства

$$\frac{\sigma_y}{\sigma_z}=a_1 \text{ и } \frac{\sigma_y}{R_0}=a_2,$$

окончательно получим

$$P_1=\frac{2a_1}{1+a_1^2+2a_2^2}\,J_e(k,\ \tau),$$

где

$$k=\frac{1-a_1^2}{1+a_1^2+2a_2^2};$$

$$\tau=\frac{1+a_1^2+2a_2^2}{4\sigma_y^2}\,r_{\max}^2.$$

Пример. Рассчитать вероятность поражения цели, если $\sigma_y=5$ м; $\sigma_z=10$ м; $r_{\max}=20$ м и $R_0=30$ м.

Решение.

$$a_1=\frac{5}{10}=0{,}5;\quad a_1^2=0{,}25;\quad a_2=\frac{5}{30}=0{,}166;\quad a_2^2=0{,}027;$$

$$k=\frac{1-0{,}25}{1+0{,}25+2\cdot0{,}027}=0{,}577;\quad \tau=\frac{1+0{,}25+2\cdot0{,}027}{4\cdot5^2}=5{,}216.$$

По таблице (приложение 6) $J_e\approx1{,}175$, тогда

$$P_1=\frac{2\cdot0{,}5}{1{,}304}\cdot1{,}175\approx0{,}90.$$

В первых четырех рассмотренных **случаях** радиус срабатывания неконтактного взрывателя неограничен.

Это означает, что он превосходит возможный максимальный промах ракеты. Если же при стрельбе по воздушной цели условие $r_{\text{в.р}}>r_0+3\sigma$ может нарушаться, то при расчете вероятности поражения цели необходимо дополнительно учитывать зависимость срабатывания неконтактного взрывателя от ошибок наведения $f_2(y,\ z)$. Наиболее просто это сделать, когда функция $f_2(y,\ z)$ имеет вид

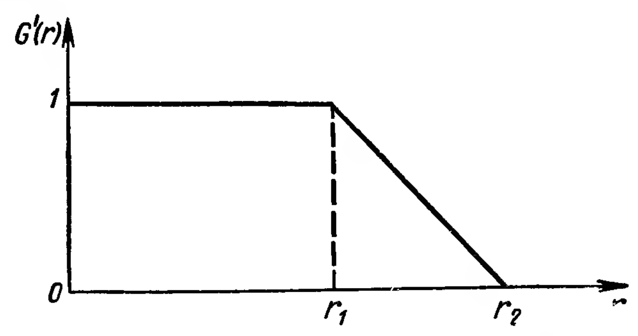


Рис. 6.2. Аппроксимация функции $G_0'(r)=G_0(r)\,f_2(r)$.

$$f_2(y,\ z)=f_2(r)=\begin{cases}1 & \text{при } r\leqslant r_{\max};\\ 0 & \text{при } r>r_{\max}.\end{cases}$$

При таком законе срабатывания взрывателя определение вероятности поражения цели сводится к вычислению тех же интегралов, но в пределах не от 0 до ∞, а от 0 до $r_{\max}$. Расчеты показывают, что во втором и четвертом случаях для определения вероятности поражения цели необходимо значения вероятностей, вычисленных по формулам (6.7) и (6.11), умножить на вероятность попадания в круг радиуса $r_{\max}$ (в четвертом случае при характеристиках ошибок

$$\bar{\sigma}=\sigma\frac{R_0}{\sqrt{R_0^2+\sigma^2}};\quad \bar{r}_0=r_0\frac{K_0^2}{R_0^2+\sigma^2}\Bigg).$$

Графоаналитический способ — ошибки наведения ракеты подчинены круговому закону ($\sigma_y=\sigma_z=\sigma$), центр рассеивания совпадает с целью; закон поражения цели с учетом вероятности срабатывания взрывателя $G'_0(r)=G_0(r)\,f_2(r)$ аппроксимирован функцией вида (рис. 6.2):

$$G_0'(r)=\begin{cases}1 & \text{при } 0\leqslant r\leqslant r_1;\\ \dfrac{r_2-r}{r_2-r_1} & \text{при } r_1<r\leqslant r_2;\\ 0 & \text{при } r>r_2.\end{cases}$$

Тогда

$$P_1 = \int_0^{r_2} \frac{r}{\sigma^2} e^{-\frac{r^2}{2\sigma^2}} G'(r)\, dr =$$

$$= \int_0^{r_1} \frac{r}{\sigma^2} e^{-\frac{r^2}{2\sigma^2}} dr + \int_{r_1}^{r_2} \frac{r}{\sigma^2} e^{-\frac{r^2}{2\sigma^2}} \frac{r_2 - r}{r_2 - r_1} dr. \qquad (6.13)$$

Приняв в выражении (6.13) $t = r/\sigma$, получим

$$P_1 = \int_0^{t_1} t e^{-\frac{t^2}{2}} dt + \int_{t_1}^{t_2} t e^{-\frac{t^2}{2}} \frac{t_2 - t}{t_2 - t_1} dt, \qquad (6.14)$$

где первый интеграл сводится к табличному:

$$\int_0^{t_1} t e^{-\frac{t^2}{2}} dt = 1 - e^{-\frac{t_1^2}{2}};$$

второй интеграл равен сумме интегралов, каждый из которых также сводится к табличному:

$$\int_{t_1}^{t_2} t e^{-\frac{t^2}{2}} \frac{t_2 - t}{t_2 - t_1} dt = \frac{1}{t_2 - t_1} \left[t_2 \int_{t_1}^{t_2} t e^{-\frac{t^2}{2}} dt - \int_{t_1}^{t_2} t^2 e^{-\frac{t^2}{2}} dt \right] =$$

$$= \frac{1}{t_2 - t_1} \left[-t_2 \int_{t_1}^{t_2} d e^{-\frac{t^2}{2}} + \int_{t_1}^{t_2} t\, d e^{-\frac{t^2}{2}} \right] =$$

$$= e^{-\frac{t_1^2}{2}} - \frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} e^{-\frac{t^2}{2}} dt. \qquad (6.15)$$

Полученный в формуле (6.15) интеграл

$$\int_{t_1}^{t_2} e^{-\frac{t^2}{2}} dt = \sqrt{2\pi} \left[\Phi^*(t_2) - \Phi^*(t_1) \right]$$

выражается через нормальную функцию распределения (приложение 7).

Таким образом,

$$P_1 = 1 - \frac{\sqrt{2\pi}}{t_2 - t_1} \left[\Phi^*(t_2) - \Phi^*(t_1) \right];$$

$$P_1 = 1 - \frac{\sqrt{2\pi}\sigma}{r_2 - r_1} \left[\Phi^*\left(\frac{r_2}{\sigma}\right) - \Phi^*\left(\frac{r_1}{\sigma}\right) \right].$$

Пример. Рассчитать вероятность P_1, если $\sigma_y = \sigma_z = 10$ м, а зависимость $G'_0(r)$ аппроксимирована ломаной линией:

$G'_0(r) = 1$ при $r \leqslant 15$ м и $G'_0(r) = (25 - t)/(25 - 15)$ при 15 м $< r \leqslant 25$ м.

Решение.

$$P_1 = 1 - \frac{\sqrt{2\pi} \cdot 10}{25 - 15} \left[\Phi^*\left(\frac{25}{10}\right) - \Phi^*\left(\frac{15}{10}\right) \right] =$$

$$= 1 - 2{,}51\,(0{,}994 - 0{,}933) = 1 - 0{,}153 \approx 0{,}85.$$

Вероятность поражения одиночной цели n ракетами

По данным иностранной печати, вероятность поражения цели одной ракетой не всегда может быть достаточной для надежной стрельбы. В этом случае для получения требуемой вероятности поражения цели ее обстрел производят n ракетами.

Если накопления ущерба нет и вероятности поражения цели каждой ракетой одинаковы, то вероятность поражения цели n ракетами

$$P_n = 1 - (1 - P_1)^n. \qquad (6.16)$$

Результаты расчета величины P_n при различных значениях P_1 сведены в табл. 6.1.

Таблица 6.1

P_1	n				
	2	3	4	5	6
0,10	0,19	0,27	0,35	0,41	0,47
0,15	0,28	0,39	0,48	0,56	0,62
0,20	0,36	0,49	0,59	0,67	0,74
0,25	0,44	0,58	0,68	0,76	0,82
0,30	0,51	0,66	0,76	0,83	0,88
0,35	0,58	0,72	0,82	0,88	0,92
0,40	0,64	0,78	0,87	0,92	0,95
0,45	0,70	0,83	0,91	0,95	0,97
0,50	0,75	0,87	0,94	0,97	0,98
0,55	0,80	0,91	0,96	0,98	0,99
0,60	0,84	0,94	0,97	0,99	0,995
0,65	0,877	0,967	0,985	0,995	0,998
0,70	0,910	0,973	0,992	0,998	0,999
0,75	0,937	0,984	0,996	0,999	0,9998
0,80	0,960	0,992	0,998	0,9997	
0,85	0,977	0,997	0,999		
0,90	0,990	0,999			
0,95	0,997	0,9999			

Из табл. 6.1 видно, что возрастание вероятности поражения непропорционально увеличению расхода ракет по цели.

Так, например, при $P_1=0{,}7$ пуск второй ракеты повышает вероятность поражения цели на 0,21, третьей ракеты — на 0,063, четвертой ракеты — всего лишь на 0,019. Очевидно, нецелесообразно расходовать ракеты для повышения вероятности поражения обычной цели на единицы процентов. Стрельба по обычной цели считается надежной, если вероятность ее поражения достаточно велика.

Число ракет, обеспечивающее заданную вероятность поражения цели P_n, рассчитывается по формуле

$$n=\frac{\lg(1-P_n)}{\lg(1-P_1)}.$$

Так как при последовательном обстреле цели n ракетами возможно накопление ущерба, то $P_{1,n}>P_{1,n-1}>\ldots>P_{1,2}>P_{1,1}$ (в индексе при P вторая цифра после запятой означает очередность пуска ракеты).

Тогда

$$P_n=1-(1-P_{1,1})(1-P_{1,2})\ldots(1-P_{1,n}).$$

Определить с достаточной точностью значения вероятностей $P_{1,2}$, ..., $P_{1,n}$ для заданных типов целей и условий стрельбы весьма сложно. При расчете вероятности поражения цели n ракетами, как правило, пользуются формулой (6.16), а накопление ущерба учитывают поправочными коэффициентами (слагаемыми).

6.3. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ПОДАВЛЕНИЕ ЗЕНИТНЫХ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

В локальных войнах во Вьетнаме и на Ближнем Востоке широкое применение нашли различные способы противодействия управлению и стрельбе зенитных ракетных комплексов: постановка радиоэлектронных помех, противоракетный маневр, огневое подавление и др. Цель этого противодействия — снизить эффективность группировок ЗРК, в том числе и за счет снижения действительности стрельбы.

Виды радиоэлектронных помех и их влияние на функционирование ЗРК

В составе ЗРК воздействию радиоэлектронных помех подвержено несколько каналов. Таковыми в системах телеуправления являются каналы сопровождения цели, ракеты и линия радиоуправления, а в системах полуактивного самонаведения — каналы сопровождения цели радиолокатора подсвета цели и головки самонаведения. Помехи могут оказывать влияние и на работу неконтактных взрывателей боевого снаряжения ЗУР. Воздействию помех также подвержены станции разведки и целеуказания.

Организованные радиоэлектронные помехи принято делить на активные и пассивные.

Активные помехи создаются с помощью специальных передатчиков помех, излучающих электромагнитную энергию в диапазоне частот работы подавляемых радиоэлектронных средств. Под воздействием активных помех происходит искажение, маскировка или потеря полезного сигнала. Их эффективность зависит от энергетических, частотных и временных соотношений параметров помехи и подавляемого устройства.

Активные помехи различаются по ряду признаков:

по способу модуляции высокочастотного сигнала помехи (немодулированные, шумовые, импульсные);

по временным и фазовым соотношениям с излучаемыми сигналами подавляемого радиолокационного средства (ответная, синхронная, несинхронная);

по ширине спектра излучаемой помехи (прицельная, заградительная, скользящая) и др.

Немодулированные помехи в настоящее время не имеют широкого распространения.

Шумовая помеха создается путем модуляции колебаний генератора помех хаотическими шумами. Эту помеху очень трудно отфильтровать в приемном тракте станции, так как изменения амплитуды, частоты и фазы излучаемого сигнала случайны. Она наиболее эффективна из всех видов непрерывных радиоэлектронных помех.

Результат действия шумовой помехи на РЛС, осуществляющую обзор пространства, — маскировка сигналов целей вследствие появления на экранах индикаторов засвеченных секторов (полос).

При заданных характеристиках радиолокационной станции ширина сектора (полосы) помехи на экране индикатора и плотность его засветки зависят от мощности передатчика помех и дальности до самолета — постановщика помех.

Характер изменения засвета экрана индикатора РЛС при значительной мощности передатчика помех с уменьшением дальности до самолета — постановщика помех показан на рис. 6.3. При большой дальности (рис. 6.3, *а*) на экране засвечен узкий сектор, отметка от цели в котором не наблюдается. На средних дальностях (рис. 6.3, *б*) ширина засвеченного сектора возрастает, появляются дополнительные секторы засветки, соответствующие боковым и заднему лепесткам диаграммы направленности РЛС, цель по-прежнему не наблюдается. С уменьшением дальности (рис. 6.3, *в*) до цели — постановщика помех сектор засветки расширяется, но при некотором расстоянии до цели на фоне основного сектора помехи начинает просматриваться ее отметка.

Это объясняется тем, что мощность отраженного от цели сигнала обратно пропорциональна дальности в четвертой степени, а мощность помехового сигнала — квадрату дальности. Следовательно, с изменением расстояния мощность полезного сигнала изменяется более быстро, чем мощность помехи.

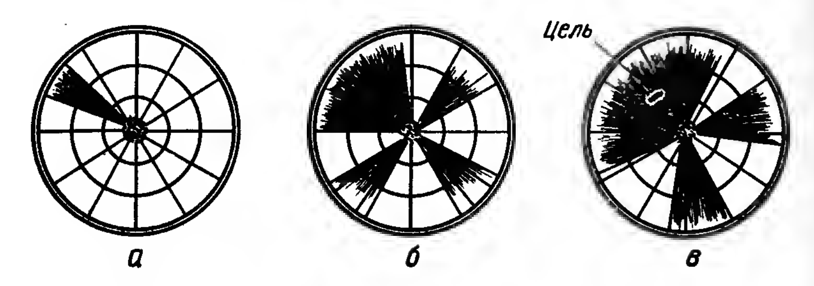


Рис. 6.3. Вид экранов индикаторов при действии шумовой помехи

Помеха эффективна, если

$$K = \frac{P_{\text{п вх}}}{P_{\text{с. вх}}} \geqslant K_{\text{п}},$$

где $P_{\text{п. вх}}$, $P_{\text{с. вх}}$ — мощности помехи и полезного сигнала на входе приемника радиолокационной станции соответственно;

$K_{\text{п}}$ — коэффициент подавления, равный минимально необходимому отношению мощности помехи к мощности сигнала на входе приемника подавляемой РЭС, при котором не обеспечивается выделение сигнала на фоне помехи.

По степени подавления РЛС помехи делятся на помехи подавляющей, сильной, средней и слабой интенсивности.

Допустимая плотность мощности помех для различных тактических приемов РЭП при условии равенства частот передатчиков радиоэлектронного средства (РЭС) и помех определяется выражением

$$\rho_{\text{доп}} = \frac{K_{\text{п}} P_{\text{пер}} G_{\text{пер}} s_{\text{эф}}}{4\pi\gamma\Delta f_{\text{пр}} F(\beta, \varepsilon)\, q(\beta, \varepsilon)} \frac{D^2_{\text{п. п}}}{D^4_{\text{ц}}}, \quad (6.17)$$

где $P_{\text{пер}}$ — мощность передатчика;

$s_{\text{эф}}$ — эффективная отражающая поверхность цели;

γ — коэффициент несовпадения поляризации помехового и полезного сигналов;

$F(\beta, \varepsilon)$, $q(\beta, \varepsilon)$ — значения нормированной диаграммы направленности приемной антенны РЭС и передатчика помех соответственно.

Примем

$$\frac{K_{\text{п}} P_{\text{пер}} G_{\text{пер}}}{4\pi\Delta f_{\text{пер}}} = a^2.$$

Величина a зависит от конкретных характеристик РЭС и может быть принята постоянной.

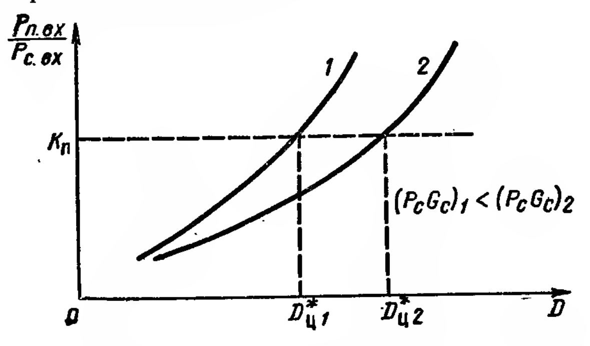


Рис. 6.4. Дальность действия постановщика помех в режиме самоприкрытия

Тогда при $q(\beta, \varepsilon) = 1$ формула (6.17) будет иметь вид

$$\rho_{\text{доп}} = \frac{a^2 s_{\text{эф}} D^2_{\text{п. п}}}{\gamma F(\beta, \varepsilon) D^4_{\text{ц}}}. \quad (6.18)$$

Для способа индивидуальной защиты (самоприкрытия) $D_{\text{ц}} = D_{\text{п. п}}$.

По формуле (6.18) можно определить дальность вскрытия РЭС при заданных спектральной плотности мощности помехи ρ, дальности до постановщика помех $D_{\text{п. п}}$ и эффективной отражающей поверхности цели, а также оценить величину допустимой мощности помехи, при которой обеспечивается обстрел целей на дальней границе зоны поражения ЗРК.

Если сама цель является постановщиком помех ($D_{\text{п. п}} = D_{\text{ц}}$), то

$$D^*_{\text{ц}} = \sqrt{\frac{a s_{\text{эф}}}{\rho}},$$

где $D^*_{\text{ц}}$ — дальность, начиная с которой отметка от цели — постановщика помех будет просматриваться на фоне помехи.

Зона действия передатчика помех в режиме самоприкрытия иллюстрируется рис. 6.4.

В зависимости от ширины спектра частот излучаемого сигнала $\Delta f_п$ помехи принято делить на **прицельные** и **заградительные**.

Ширина спектра излучаемой частоты прицельной помехи сравнительно невелика. Передатчик помех должен достаточно точно настраиваться на частоту подавляемого радиоэлектронного устройства. Создание узкополосной помехи позволяет получить большую плотность ее мощности.

Диапазон заградительных по частоте помех может составлять сотни мегагерц. Передатчик такой помехи воздействует на все станции, работающие в этом диапазоне. При постановке заградительной помехи создается значительно меньшая по сравнению с прицельной плотность мощности. Это вызвано тем, что мощность передатчика распределяется в широком диапазоне частот.

Преимущества прицельной и заградительной помех в определенной степени реализуются при создании передатчиков скользящих (квазизаградительных) помех. Перекрытие широкого диапазона частот достигается посредством быстрой перестройки передатчика помех со сравнительно узким спектром излучаемых частот. Такие передатчики достаточно эффективны при радиоэлектронном подавлении РЛС, имеющем скачкообразную перестройку частоты.

Импульсные помехи создают на экране индикатора ложные отметки, маскирующие полезный сигнал и дезинформирующие оператора. Наиболее характерны следующие виды таких помех: многократные импульсные помехи, имитационные импульсные помехи, хаотические импульсные помехи.

В первых двух случаях работа передатчика помех синхронизируется с излучением подавляемой РЛС. Многократные импульсные помехи представляют собой серию импульсов, а имитационные — один (или несколько) импульс, излучаемый передатчиком помех в ответ на принятый сигнал радиолокатора с определенной задержкой по времени. Синхронные помехи наблюдаются на экране индикатора в виде серии или одного медленно перемещающегося импульса, имитирующего цель. Импульсы помехи по своей длительности, форме и мощности соответствуют сигналу цели.

Хаотические импульсные помехи наблюдаются на экранах индикаторов в виде большого количества отметок, положение, а также амплитуда и длительность которых изменяются по случайному закону.

Виды экранов индикаторов РЛС при действии синхронных *(а)* и хаотических *(б)* импульсных помех показан на рис. 6.5.

Пассивные помехи создаются с помощью различного рода искусственных отражателей. Они предназначены для маскировки полезного сигнала или его имитации (создания ложных целей).

Наиболее распространенным способом создания пассивных помех является рассеивание в пространстве пачек дипольных отражателей (металлизированные ленты или стекловолокно). Максимальное отражение электромагнитной энергии такими пачками наблюдается при длине отражателей, примерно равной длине волны подавляемого радиолокационного устройства. Степень маскировки полезного сигнала зависит от концентрации отражателей в пространстве и разрешающей способности подавляемой РЛС. Для создания на экране индикатора сплошного фона помехи число пачек диполей, которое необходимо сбросить в заданной области постановки помех, равно отношению объема этой области к импульсному объему радиолокационной станции.

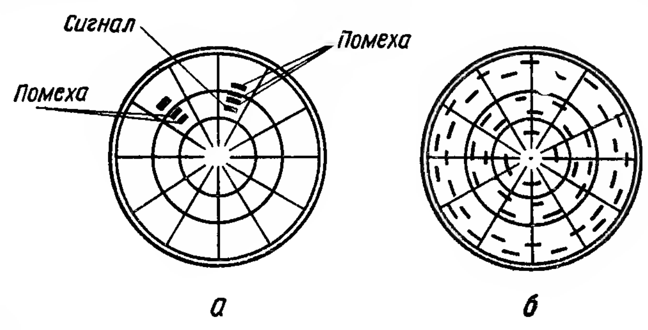


Рис. 6.5. Виды экранов индикаторов при действии импульсных помех

Количество диполей в пачке выбирается таким образом, чтобы ее эффективная отражающая поверхность после рассеивания была примерно равна эффективной отражающей поверхности прикрываемой цели.

Создание облака пассивных помех осуществляется с помощью автоматов сброса пачек отражателей или ракет (снарядов), выстреливаемых в переднюю полусферу. В первом случае цель — постановщик помех, как правило, просматривается в головной части облака помех.

Плотность пассивных помех Q, как количество точек дипольных отражателей в разрешающем объеме δD РЛС, при сбрасывании их одиночной целью или группой постановщиков помех, следующих в плотном строю, рассчитывается по формуле

$$Q = \frac{\nu n \delta D}{V_r},$$

где ν — темп сброса помех, пачек/с;
n — количество работающих автоматов;
V_r — радиальная скорость постановки помех, м/с.

Время воздействия пассивных помех на подавляемые радиоэлектронные средства зависит от высоты сбрасывания и метеорологических условий. Поэтому постановка помех и удар средств воздушного нападения строго согласовываются по времени и месту.

Значительная разность в скоростях полета современных воздушных целей и перемещения облака отражателей позволяет сравнительно просто обеспечить селекцию полезных сигналов на фоне помех.

Для постановки помех в зоне поражения ЗРК самолет должен подвергнуть себя риску быть уничтоженным.

Рассмотрим возможный характер воздействия радиоэлектронных помех на системы автоматического сопровождения цели, командные радиолинии управления и радиовзрыватели.

Системы сопровождения цели по угловым координатам выдают в контур наведения ЗУР информацию, непосредственно используемую для формирования команд управления. Влияние радиоэлектронных помех на точность сопровождения существенно зависит от метода пеленгации цели и вида активной помехи.

В ЗРК иностранных армий для определения угловых координат цели широкое применение находят метод мгновенного сравнения сигналов (моноимпульсный метод) и метод сканирования диаграммы направленности антенны.

При использовании моноимпульсного метода помеха, созданная из одной точки, малоэффективна. Возрастание ошибки углового сопровождения цели возможно лишь в случае неидентичности каналов системы. Однако моноимпульсные системы подвержены воздействию радиоэлектронных помех, создаваемых из двух и более точек пространства, находящихся в пределах диаграммы направленности антенны РЛС (ГСН). Некогерентные помехи такого рода ориентируют равносигнальное направление на энергетический центр тяжести источников помех. При когерентных передатчиках помех в принципе возможно создание равносигнального направления, проходящего вне парного источника.

Если моноимпульсный метод углового сопровождения цели используется в системе самонаведения, то при некотором расстоянии до цели эта система обнаружит источники помех и окажется способной отслеживать один из них. Резкое изменение равносигнального направления по своему воздействию на контур наведения ракеты аналогично появлению начальной ошибки системы. Для отработки этой ошибки требуется определенное время. Величина промаха ракеты будет зависеть от времени, оставшегося до встречи ее с целью после разрешения источников помех.

При использовании метода сканирования диаграммы направленности угловая координата цели определяется путем сравнения огибающей принятых

сигналов с опорным сигналом. Такие системы подвержены воздействию шумовых помех (непрерывных и прерывистых); помех, модулированных по амплитуде частотой сканирования, и др.

Сопровождение по угловым координатам цели — постановщика шумовой помехи происходит, как правило, со значительной флюктуационной ошибкой. Мощная прерывистая помеха (при некоторых параметрах ее частоты и длительности) может привести к срыву сопровождения цели.

Воздействие на систему углового сопровождения активной помехи, модулированной частотой сканирования подавляемой РЛС, может привести к появлению систематической составляющей ошибки сопровождения цели — постановщика помех, зависящей от коэффициента модуляции помехового сигнала.

Системам сопровождения по дальности могут создаваться шумовые и импульсные уводящие активные помехи.

Эффективность действия шумовой помехи зависит от отношения помеха/сигнал. Действие слабых помех эквивалентно возрастанию шума и может привести лишь к снижению точности измерения дальности. При больших отношениях помеха/сигнал сопровождение цели по дальности нарушается.

Уводящая по дальности помеха является ответно-импульсной с плавным возрастанием временной задержки от нуля до некоторого значения. Если в начальный момент сигналы цели и помехи совмещены, то в последующем строб дальности будет сопровождать более мощный сигнал. Необходим перезахват цели.

Системы сопровождения по скорости, обеспечивая соответствующую селекцию цели, повышают избирательность и помехозащищенность радиолокационных средств ЗРК. Они включаются в состав этих средств, как правило, при непрерывном режиме излучения электромагнитной энергии и основаны на использовании принципа частотной фильтрации сигналов, отраженных от целей.

Системам сопровождения по скорости могут создаваться шумовые и уводящие активные помехи.

Интенсивные шумовые помехи, перекрывающие диапазон частот Доплера цели, приводят к срыву ее сопровождения.

Если на вход частотного детектора (дискриминатора) системы автоматического сопровождения по скорости воздействуют два гармонических колебания с различными частотами и амплитудами (полезный сигнал и помеха), то точка устойчивого состояния системы располагается между частотами полезного сигнала и помехи, смещаясь к частоте сигнала наибольшей мощности. Следовательно, при значительном превышении помехи над сигналом, изменяя частоту помехи (увеличивая разность частот), «строб скорости» можно «увести» от полезного сигнала по частотной оси.

Командная радиолиния в системах телеуправления обеспечивает передачу команд управления с пункта наведения на борт ракеты. Она является звеном контура наведения. Всякое нарушение ее работы непосредственно сказывается на возможностях ЗРК по ведению эффективной стрельбы по целям.

В состав командной радиолинии входит шифратор и радиопередатчик, расположенные на пункте наведения, радиоприемник и дешифратор, которые размещены на борту ракеты. Возможна различная модуляция поднесущих колебаний (непрерывных или импульсных), определяющих величину и знак команд управления (широтно-импульсная, кодоимпульсная, фазовая, частотная и т. д.).

Командным радиолиниям управления (КРУ) в принципе могут быть созданы имитационные, шумовые и хаотические импульсные помехи.

Имитационная помеха по своей структуре аналогична сигналу, излучаемому радиопередатчиком команд. Разработка аппаратуры имитационных помех возможна лишь при наличии данных о частотах, кодах и параметрах подавляемой командной радиолинии управления. Ее работа может быть основана на приеме, дешифрации, задержке и переизлучении команд управления. Результат действия помехи — возможный срыв наведения ЗУР.

Шумовые и хаотические импульсные помехи могут вызывать: ложные срабатывания дешифратора; полное или частичное подавление и искажение команд управления.

Эффективность действия помех при заданной структуре полезного сигнала существенно зависит от энергетического соотношения помехи и сигнала.

Основной лепесток диаграммы направленности бортового приемника каманд управления направлен в сторону радиопередатчика. Постановка помех КРУ осуществляется по боковым лепесткам диаграммы направленности (рис. 6.6). Поэтому для получения энергетического соотношения помехи и сигнала, превосходящего коэффициент подавления* командной радиолинии управления шумовой или хаотической импульсной помехой, требуются передатчики помех большой мощности. Соотношением энергетических потенциалов определяется дальность подавления командной радиолинии управления.

К помехозащищенности радиовзрывателей предъявляются наиболее высокие требования. Активные и пассивные радиоэлектронные помехи, создаваемые воздушным противником, не должны вызывать преждевременного подрыва боевого снаряжения ЗУР, а также нарушения согласования радиовзрывателя и боевой части ракеты.

* Под коэффициентом подавления КРУ понимается величина отношения мощности помехи к мощности полезного сигнала, при которой обеспечивается заданная вероятность размыкания контура наведения.

Если постановщик радиоэлектронной помехи не цель, то срабатывание радиовзрывателя по помехе, как правило, исключает поражение цели. Влияние на эффективность стрельбы помехозащищенности в данном случае аналогично снижению коэффициента надежности боевой работы ракетного

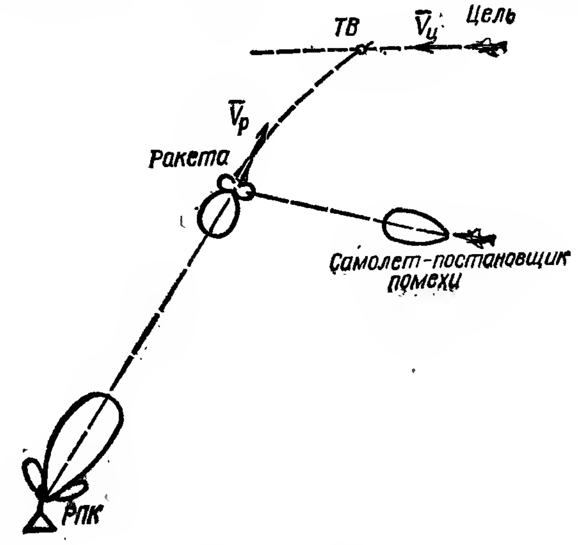


Рис. 6.6. Вариант постановки помех КРУ

канала комплекса. При обстреле цели — постановщика помех снижение вероятности ее поражения может быть следствием нарушения согласования области срабатывания радиовзрывателя с областью поражения цели.

Методы защиты радиовзрывателей от помех определяются принципами их работы и конструктивными особенностями. Во всех случаях перевод радиовзрывателей в рабочее состояние осуществляется в районе встречи ракеты с целью. Повышению помехозащищенности взрывателей способствуют различные виды селекции цели (по дальности, частоте Доплера и др.).

Радиоэлектронное подавление ЗРК со стороны противника может приводить к снижению эффективности каждой стрельбы и количества стрельб по целям.

Помехи оптико-электронным устройствам ЗРК

Оптическое излучение включает инфракрасный, видимый и ультрафиолетовый участки диапазона электромагнитных волн. Оптическая локация, оптико-электронные устройства широко применяются в современных зенитных ракетных комплексах (инфракрасные и световые головки самонаведения, телевизионно-оптические визиры цели, лазерные визиры и

дальномеры, инфракрасные гониометры определения угловых координат зенитной управляемой ракеты при работающем двигателе и др.). Оптико-электронные устройства могут быть подвержены воздействию помех со стороны воздушного противника при преодолении им системы противовоздушной обороны.

Помехи нормальному функционированию ЗРК, имеющему в своем составе системы оптического диапазона электромагнитного излучения, создаются, исходя из принципа их действия, различными способами. По характеру воздействия на ЗРК они могут быть разделены на маскирующие и имитирующие (дезинформирующие).

Для маскировки целей и снижения их оптической контрастности применяются дымовые завесы и замутнение атмосферы между самолетом и головкой самонаведения ракеты (визиром ЗРК), приводящие к срыву сопровождения цели; тепловые экраны для сильно нагреваемых частей самолета; примеси, вводимые в реактивную струю двигателей; различные фильтры, ослабляющие излучение цели, и т. д.

По сообщениям зарубежной печати, в качестве дымообразующего вещества в США, например, применяется четыреххлористый титан. Для создания помех инфракрасным системам ЗРК, в частности головкам самонаведения ЗУР, широко применяются тепловые ловушки (ложные тепловые цели), способные перенацеливать на себя работу этих систем. В качестве источников инфракрасного излучения используются пиротехнические шашки (патроны с горючей смесью) и осветительные ракеты. Для выброса пиротехнических шашек применяются автоматы сброса, а для выброса осветительных ракет — пусковые устройства противорадиолокационных отражателей.

Для наиболее эффективного применения тепловых ложных целей системы защиты самолетов от ракет с инфракрасными головками самонаведения включают также разведывательные приемники момента пуска зенитных управляемых ракет, самонаводящихся на источник излучения. Получив сигнал о пуске самонаводящейся ракеты, экипаж самолета определяет момент и направление выбрасывания патронов с горючей смесью (осветительных ракет), которые, являясь источником более мощного излучения, чем излучение реактивных дивигателей самолета, приводят к перенацеливанию ЗУР и срыву их наведения на воздушную цель.

Оценка вероятности поражения одиночной цели в условиях ее радиоэлектронного подавления

Снижение вероятности поражения одиночной цели при ее радиоэлектронном подавлении зенитного ракетного комплекса возможно за счет следующих причин.

1. Возрастание ошибок наведения ракеты на цель. Радиоэлектронные помехи, не нарушающие работу контура наведения, могут приводить к возрастанию флюктуационной составляющей ошибки наведения. Для заданного ЗРК это возрастание зависит от вида и интенсивности радиоэлектронных помех. Точность наведения ЗУР на цель характеризуется функцией распределения $f^*(y, z)$, учитывающей воздействие радиоэлектронных помех.

2. Снижение эффективности действия боевого снаряжения ЗУР, как следствие нарушения согласования области срабатывания радиовзрывателя с областью возможного поражения цели при стрельбе в условиях радиоэлектронных помех. Оно учитывается соответствующим изменением параметров координатного закона поражения цели $G_0^*(y, z)$.

3. Нарушение нормального функционирования элементов ЗРК. Причинами срыва наведения ЗУР могут быть:

прекращение поступления в контур наведения информации о координатах и параметрах движения цели (срыв сопровождения цели при телеуправлении или самонаведении);

разрыв контура наведения (срыв сопровождения ЗУР, подавление командной радиолинии управления);

ложное срабатывание радиовзрывателя (срабатывание по помехе).

Вероятность $P_{\text{ср}\,i}$ нарушения нормального функционирования канала (устройства) системы, подверженного воздействию помех:

$$P_{\text{ср}\,i} = P_{\text{орг}\,i} P_{\lambda i} P_{\text{к}\,i},$$

где $P_{\text{орг}\,i}$ — вероятность того, что помеха i-му каналу (устройству) будет организована;

$P_{\lambda i}$ — вероятность попадания помехи в приемное устройство подавляемого канала системы;

$P_{\text{к}\,i}$ — вероятность того, что мощность помехи будет достаточна для нарушения нормального функционирования подавляемого устройства и ракетного канала ЗРК в целом.

Значение этой вероятности зависит от помехозащищенности ЗРК, возможностей воздушного противника, организационных и тактических мероприятий.

Вероятность $P_{\text{н.ф}}$ нормального функционирования ЗРК при действии радиоэлектронных помех определяется по формуле

$$P_{\text{н.ф}} = 1 - \prod_{i=1}^{m} P_{\text{ср}\,i},$$

где m — количество каналов, подверженных действию радиоэлектронных помех, приводящих к срыву наведения

ракеты или к ложному срабатыванию радиовзрывателя.

Следовательно, в условиях радиоэлектронного подавления вероятность поражения цели одной ракетой

$$P_1=\left(1-\prod_{i=1}^{m}P_{\text{ср}\,i}\right)P_1^*,$$

где

$$P_1^*=\int_{-\infty}^{+\infty}\int_{-\infty}^{+\infty} f^*(y,\ z)\,f_2^*(y,\ z)\,G_0^*(y,\ z)\,dy\,dz;$$

$f^*(y,\ z)f^*_2(y,\ z)G^*_0(y,\ z)$ — законы ошибок наведения, срабатывания радиовзрывателя и поражения цели в условиях радиоэлектронных помех.

При обстреле цели n ракетами вероятность ее поражения определяется зависимостью

$$P_n=\left(1-\prod_{i=1}^{m_{\text{общ}}}P_{\text{ср}\,i}\right)\left\{1-\left[1-\left(1-\prod_{i=1}^{m_{\text{р. к}}}P_{\text{ср}\,i}\right)P_1^*\right]^n\right\}, \quad (6.19)$$

где $m_{\text{общ}}$, $m_{\text{р. к}}$ — число каналов, подверженных действию помех, приводящих к нарушению нормального функционирования ЗРК, соответственно в общеканальной аппаратуре и аппаратуре ракетного канала комплекса.

Зависимость (6.19) предполагает, что вероятности P_1^* и $P_{\text{ср}\,i}$ для всех n пусков ракет одинаковы. Если же их значения изменяются от пуска к пуску, то

$$P_n=\left(1-\prod_{i=1}^{m_{\text{общ}}}P_{\text{ср}\,i}\right)\left\{1-\prod_{j=1}^{n}\left[1-\left(1-\prod_{i=1}^{m_{\text{рк}}}P_{\text{ср}\,i}\right)P_{1j}^*\right]\right\}.$$

Радиоэлектронное подавление может приводить к снижению количества стрельб по воздушным целям.

Не обнаружив противника, невозможно провести по нему стрельбу. Поэтому снижение количества стрельб в условиях радиоэлектронного противодействия является в первую очередь следствием информационного ущерба, наносимого активными и пассивными помехами. Мерой информационного ущерба маскирующих помех может служить отношение объема (площади), прикрытого помехами пространства, к объему (площади) пространства, используемого при боевой работе. Информационный ущерб проявляется в прекращении поступающей от станций разведки и целеуказания информации о целях или снижении ее точности, в уменьшении вероятности обнаружения целей СНР, в перепутывании целей, назначении для обстрела ложных целей и т. д.

Эффективность противодействия, направленного на снижение количества стрельб ЗРК, зависит от состава, параметров боевого порядка, помехозащищенности и частотной диапазонности радиолокационных средств, используемых для разведки и ведения огня по воздушному противнику; характеристик автоматизированных систем управления огнем и принятых алгоритмов целераспределения; натренированности расчетов станций разведки и пунктов управления огнем ЗРК в работе в условиях радиоэлектронного подавления; поисковых возможностей СНР и временных характеристик боевой работы зенитных ракетных комплексов и др.

Помехоустойчивость группировки ЗРВ — это ее способность выполнять боевую задачу в условиях радиоэлектронного подавления противника. Она характеризуется относительным снижением математического ожидания числа уничтоженных целей при отражении заданного удара воздушного противника:

$$\Delta M=\frac{M_1-M_2}{M_1}=1-\frac{M_2}{M_1},$$

где M_1 и M_2 — математическое ожидание числа уничтоженных целей при отсутствии и в условиях радиоэлектронного подавления противника соответственно.

6.4. НАДЕЖНОСТЬ БОЕВОЙ РАБОТЫ ЗЕНИТНОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА

Некоторые определения

Надежность технического устройства есть свойство, обусловленное его безотказностью, долговечностью и ремонтопригодностью и обеспечивающее нормальное выполнение устройством заданных функций. Это свойство характеризуется вероятностными процессами, протекающими во времени.

Событие, состоящее в полной или частичной утрате работоспособности устройством, называется **отказом**.

По своему характеру отказы делятся на постепенные и внезапные. Постепенные отказы возникают в результате развития процессов износа и старения элементов. Их можно прогнозировать и своевременно принимать меры по недопущению снижения боеготовности ЗРК. Внезапные отказы носят случайный характер. Их основными причинами являются скрытые производственные дефекты и ошибки эксплуатации. Отказы на период их обнаружения и устранения выводят комплекс из строя.

Надежность технического устройства (комплекса) оценивается с помощью **количественных показателей**, которые можно разделить на три группы: показатели **безотказности, восстанавливаемости** и **боевой готовности**.

Показатели безотказности позволяют оценить техническое устройство с точки зрения его безотказной работы в течение некоторого времени. Наиболее простыми показателями этой группы являются **среднее время безотказной работы** $t_{ср}$ и **вероятность безотказной работы** в течение определенного интервала времени $P(t)$.

При оценке эффективности стрельбы ЗУР по воздушной цели учитывается вероятность нормального функционирования комплекса при выполнении им боевой задачи (при стрельбе), которую принято называть **коэффициентом надежности боевой работы зенитного ракетного комплекса** $K_{б.р}$.

Свойство восстанавливаемости (восстановления утраченной в результате отказа работоспособности) количественно оценивается средним временем восстановления $\tau_{ср}$ (продолжительностью интервала случайного времени простоя, затраченного на ремонт технического устройства после отказа).

Коэффициент готовности технического устройства определяется как вероятность того, что оно в момент времени t будет находиться в состоянии исправности. Следовательно, **коэффициент боеготовности зенитного ракетного комплекса** $K_{б.г}$ — это есть вероятность готовности комплекса к боевой работе (стрельбе) в любой момент времени. Коэффициент боеготовности комплекса учитывается при оценке математического ожидания количества стрельб.

Методика определения коэффициента надежности боевой работы

Для рассмотрения методики определения коэффициента надежности боевой работы $K_{б.р}$ предположим, что зенитный ракетный комплекс включает один целевой и n ракетных каналов (рис. 6.7). Элементы 1, ..., i, ..., $N_{общ}$ составляют общую часть ЗРК (целевой канал), а 1′, 2′, ..., i, ..., $N_р$ входят в каждый ракетный канал.

Надежность боевой работы комплекса определяется на основе надежности работы его элементов.

Выход из строя одного из элементов общей части приводит к срыву боевой работы комплекса в целом. Вероятность нормального функционирования последовательно соединенных элементов находится по теореме умножения вероятностей независимых событий:

$$K_{б.р.общ} = \prod_{i=1}^{N_{общ}} K_{б.р.общ\, i}.$$

Выход из строя одного из элементов какого-нибудь ракетного канала приводит к срыву наведения на цель одной зенитной управляемой ракеты. Вероятность этого события также определяется по теореме умножения вероятностей, т. е. равна произведению коэффициентов надежности боевой работы всех элементов, входящих в j-й ракетный канал:

$$K_{б.р.р.к} = \prod_{i=1}^{N_{рj}} K_{б.р.р.к\, i}.$$

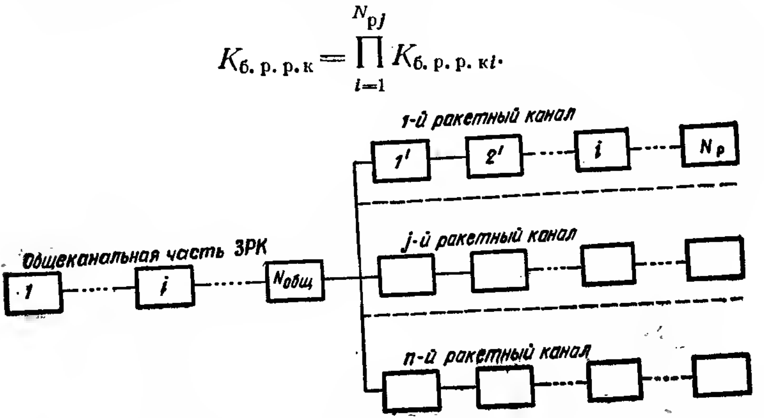


Рис. 6.7. К определению коэффициента боевой работы комплекса

Вероятность работы не менее m ракетных каналов из n определяется уравнением

$$K_{б.р}(j \geqslant m) = \sum_{j=m}^{n} C_n^j K_{б.р.р.к}^j (1 - K_{б.р.р.к})^{n-j},$$

где C_n^j — число сочетаний из n по j.

Коэффициент надежности боевой работы комплекса может быть определен опытным путем, т. е. стрельбами, или рассчитан на основе статистических материалов, накопленных в процессе эксплуатации техники.

Коэффициент надежности боевой работы $K_{б.р}$, определенный опытным путем, принимается равным отношению числа стрельб, в которых комплекс или рассматриваемый его элемент работал безотказно, к общему числу стрельб. Недостаток этого метода — большая стоимость испытаний. Ограниченность опытного материала не дает достаточного приближения частости к вероятности безотказной работы комплекса (его элемента) при стрельбе.

Методика расчета коэффициента надежности боевой работы отдельного элемента комплекса на основе эксплуатационных характеристик его надежности.

Обозначим календарное время нахождения комплекса в эксплуатации $t_{кал}$. Для поддержания боеготовности и надежности работы комплекса на технике периодически проводятся

различные виды технического обслуживания (ТО), а также контроль его функционирования (КФ). Количество видов технического обслуживания, включая контроль функционирования, обозначим $n_{ТО}$. За календарное время $t_{кал}$ рассматриваемый элемент комплекса функционировал (наработал под током) t_Σ часов. Среднее время работы элемента между отдельными видами технического обслуживания обозначим t_i.

Общее количество отказов, имевших место за время t_Σ, составляет N_Σ. Следовательно, среднее время безотказной работы

$$t_{ср} = \frac{t_\Sigma}{N_\Sigma},$$

а суммарная частота возникновения неисправностей

$$\lambda_\Sigma = \frac{1}{t_{ср}}.$$

Неисправности по своему характеру различны. Предположим, что часть отказов выявлена после включения аппаратуры, другая часть — в процессе проведения контроля функционирования, а некоторые неисправности обнаружены только в результате выполнения технического обслуживания. Пусть λ_i — частота возникновения неисправностей, для выявления которых необходимо проведение технического обслуживания i-й периодичности. И наконец, предположим, что перед началом боевой работы выполняется контроль функционирования аппаратуры. Стрельба проводится только в том случае, если по результату контроля функционирования комплекс признан боеготовым. Продолжительность работы элемента при стрельбе $t_{б.\,р}$.

Применительно к перечисленным выше условиям определим расчетную формулу для $K_{б.\,р}$ элемента комплекса.

Срыв боевой работы комплекса (его элемента) может быть следствием двух случайных событий:

1. Возникновения неисправности (отказа) в аппаратуре в процессе боевой работы (при стрельбе); вероятность безотказной работы элемента, обладающего постоянной опасностью отказов, убывает во времени по экспоненциальному закону:

$$P(t) = e^{-\lambda_\Sigma t_{б.\,р}}.$$

2. Необнаружения перед началом боевой работы неисправности, имеющейся в аппаратуре (так как в период эксплуатации комплекса для выявления части неисправностей потребовалось проведение технического обслуживания, то включение аппаратуры и проведение контроля функционирования перед стрельбой еще не гарантирует достоверную боеготовность комплекса).

Вероятность обнаружения отказа перед стрельбой применительно к рассмотренной выше схеме эксплуатации и контроля комплекса определяется частотой возникновения неисправностей λ_i и средним временем t_i наработки аппаратуры под током за время между техническими обслуживаниями i-й периодичности. Так как включение комплекса (его элемента) в любой момент времени на интервале t_i равновероятно, то вероятность второго события определяется по формуле

$$P_{необн} = \prod_{i=1}^{n_{ТО}} \frac{1}{\lambda_i t_i}\left(1 - e^{-\lambda_i t_i}\right),$$

где $n_{ТО}$ — количество видов технических обслуживаний по периодичности их выполнения.

Следовательно, коэффициент надежности боевой работы рассматриваемого элемента комплекса

$$K_{б.\,р} = P(t)\,P_{необн} = e^{-\lambda_\Sigma t_{б.\,р}} \prod_{i=1}^{n_{ТО}} \frac{1}{\lambda_i t_i}\left(1 - e^{-\lambda_i t_i}\right).$$

В состав ракетного канала комплекса входит и сама ракета. Бортовая аппаратура ракеты работает при стрельбе в наиболее сложных условиях. На нее действуют такие специфические нагрузки, как вибрация, ускорения, изменение давления с высотой и др.

До момента боевого использования ракета находится на хранении. В процессе хранения ее бортовая аппаратура может периодически проверяться. Возможна проверка бортовой аппаратуры ракеты и непосредственно перед стрельбой. Обработка статистического материала, полученного в результате этих проверок, позволяет определить коэффициент готовности ракеты к боевому применению в любой момент времени. Оценка же коэффициента надежности работы бортовой аппаратуры при стрельбе возможна лишь на основе анализа реальных пусков зенитных управляемых ракет. Это объясняется тем, что условия работы бортовой аппаратуры при наземных проверках и при стрельбе различны.

Зная коэффициенты надежности отдельных элементов и структурную схему комплекса, можно вычислить надежность его боевой работы при пуске заданного количества ракет.

Вероятность нормального наведения на цель хотя бы одной ракеты из n в очереди

$$K_{б.\,р}\,(j \geqslant 1),\ n = K_{б.\,р.\,общ}\left[1 - (1 - K_{б.\,р.\,р.\,к})^n\right].$$

Вероятность нормального наведения не менее m ракет из n

$$K_{б.р}(j \geqslant m),\ n = K_{б.р.общ} \sum_{j=m}^{n} C_n^j K_{б.р.р.к}^j (1 - K_{б.р.р.к})^{n-j}$$

или

$$K_{б.р}(j \geqslant m),\ n = K_{б.р.общ} \left[1 - \sum_{j=0}^{m-1} C_n^j K_{б.р.р.к}^j (1 - K_{б.р.р.к})^{n-j}\right].$$

Пример. Коэффициент надежности боевой работы общеканальной части ЗРК $K_{б.р.общ}=0{,}99$, аппаратуры ракетного канала $K_{б.р.р.к}=0{,}96$. Количество ракет в очереди $n=4$. Определить вероятность нормального наведения хотя бы одной ракеты и не менее трех ракет.

Решение.

$$K_{б.р}(j \geqslant 1),\ 4 = 0{,}99\,[1 - (1 - 0{,}96)^4] = 0{,}99;$$

$$K_{б.р}(j \geqslant 3),\ 4 = 0{,}99\,[C_4^3 \cdot 0{,}96^3 (1 - 0{,}96)^{4-3} + C_4^4 \cdot 0{,}96^4 (1 - 0{,}96)^{4-4}] = 0{,}98.$$

Вероятность поражения цели с учетом надежности боевой работы комплекса

Вероятность поражения цели n ракетами с учетом надежности боевой работы комплекса

$$P_n = K_{б.р.общ}\,[1 - (1 - K_{б.р.р.к} P_1)^n]. \tag{6.20}$$

Из формулы (6.20) видно, что отказ в работе элементов комплекса, входящих в целевой канал, влияет на наведение всех ракет, а элементов комплекса, входящих в ракетный канал, — только на наведение данной ракеты.

Количество ракет, обеспечивающих заданную вероятность поражения цели:

$$n = \frac{\lg\left(1 - \dfrac{P_n}{K_{б.р.общ}}\right)}{\lg(1 - K_{б.р.р.к} P_1)}.$$

Пример. Дано: $P_1=0{,}8$; $K_{б.р.общ}=0{,}98$; $K_{б.р.р.к}=0{,}96$. Определить количество ракет для поражения цели с вероятностью $P_n=0{,}95$.

Решение.

$$n = \frac{\lg\left(1 - \dfrac{0{,}95}{0{,}98}\right)}{\lg(1 - 0{,}96 \cdot 0{,}8)} = 2{,}4 \approx 3 \text{ ракеты.}$$

6.5. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СТРЕЛЬБЫ ЗРК ПО ГРУППЕ ЦЕЛЕЙ

Выше указывалось, что во многих случаях в качестве показателя эффективности стрельбы ЗРК по группе целей принимается математическое ожидание числа (доли) сбитых целей или вероятность поражения всех СВН противника. Оба этих показателя являются функцией количества стрельб, проведенных по целям, и действительности каждой стрельбы.

Количество проведенных стрельб определяется временными возможностями комплекса по последовательному обстрелу целей, продолжительностью удара и параметрами боевого порядка средств воздушного нападения противника, наличием ракет на стартовой позиции, подготовленностью боевых расчетов, эффективностью разведки и управления и рядом других факторов.

Временные характеристики боевой работы зенитного ракетного комплекса и методы оценки количества стрельб при отражении заданного варианта удара воздушного противника рассматриваются в разд. 7. Поэтому здесь даны лишь расчетные зависимости эффективности стрельбы по группе целей, а также по групповой цели при условии, что обстрел соответствующих целей состоялся.

Стрельба по группе одиночных целей

Условия стрельбы таковы, что отдельные одиночные цели в составе группы целей разрешаются системой наведения ЗУР (станцией наведения или ГСН). Ракеты наводятся на строго определенные одиночные цели, вероятность поражения которых не зависит от результатов стрельбы по другим целям.

Известно, что математическое ожидание случайной величины m_x равно сумме парных произведений всех возможных значений x_i случайной величины на соответствующие им вероятности P_i:

$$m_x = \sum_{i=1}^{n} x_i P_i, \tag{6.21}$$

где n — количество частных значений случайной величины.

При стрельбе по одиночной цели случайная величина x_i числа сбитых самолетов или других СВН может принять только два значения:

а) $x_1 = 1$ — случай поражения самолета; вероятность появления этого частного значения равна вероятности поражения цели P_n;

б) $x_2 = 0$ — случай непоражения самолета; вероятность появления этого частного значения как противоположного первому равна $1 - P_n = Q$.

Математическое ожидание числа сбитых самолетов при обстреле одиночной цели

$$M_c = \sum_{l=1}^{2} x_l P_l = 1P_n + 0(1-P_n) = P_n.$$

Таким образом, при стрельбе зенитными управляемыми ракетами по одиночной цели математическое ожидание числа сбитых самолетов равно вероятности поражения одиночной цели. Следовательно, математическое ожидание числа уничтоженных самолетов при обстреле группы одиночных целей равно сумме вероятностей поражения обстрелянных одиночных целей:

$$M_c = \sum_{j=1}^{N} P_{n,j},$$

где N — количество обстрелянных целей.

Если вероятности поражения одиночных целей одинаковы: $P_{n,j} = P_n$, то

$$M_c = NP_n.$$

Для уничтожения наибольшего количества самолетов необходимо повышать надежность каждой отдельной стрельбы. При ограниченном количестве ракет максимум математического ожидания M_c достигается наиболее целесообразной организацией стрельбы.

Пример. Зенитный ракетный комплекс, располагая десятью ракетами, может обстрелять до десяти целей ($N=10$), каждую одной ракетой, или пять целей ($N=5$), каждую двумя ракетами ($n=2$). Вероятность поражения цели одной ракетой 0,8. Определить более целесообразную организацию стрельбы.

Решение. В первом случае $M_c = 10 \cdot 0{,}8 = 8$ самолетов.

Во втором случае $M_c = 5\,[1-(1-0{,}8)^2] = 5 \cdot 0{,}96 \approx 5$ самолетов.

Организация стрельбы в первом случае более целесообразна.

При стрельбе по группе одиночных целей может возникнуть задача по определению вероятности поражения ровно K целей $P(j=K)$, N или не менее K из N $P(j \geqslant K)$, N. Если вероятности поражения всех целей одинаковы и равны P_n, то эта задача сводится к вычислению соответствующих членов биномиального разложения:

$$P(j=K),\ N = C_N^K P_n^K (1-P_n)^{N-K};$$

$$P(j \geqslant K),\ N = \sum_{j=K}^{N} C_N^j P_n^j (1-P_n)^{N-j}$$

или

$$P(j \geqslant K),\ N = 1 - \sum_{j=0}^{K-1} C_N^j P_n^j (1-P_n)^{N-j}.$$

Если вероятности поражения обстреливаемых целей неодинаковы, то вероятности $P(j=K)$, N и $P(j \geqslant K)$, N можно определить, используя функцию вида

$$\varphi(N) = \prod_{l=1}^{N} [(1-P_l) + P_l z] = \sum_{j=0}^{N} P_{j,N} Z^j. \qquad (6.22)$$

Вероятность поражения при обстреле N целей ровно K целей $P(j=K)$, N равна коэффициенту $P_{j,N}$ разложения функции (6.22) по степеням z при показателе $j=K$. Вероятность поражения не менее K целей $P(j \geqslant K)$, N можно определить по формуле

$$P(j \geqslant K),\ N = \sum_{j=K}^{N} P_{j,N}$$

или

$$P(j \geqslant K),\ N = 1 - \sum_{j=0}^{K-1} P_{j,N}.$$

Пример. Количество обстрелянных целей $N=3$. Вероятность поражения первой цели $P_1=0{,}7$, второй цели $P_2=0{,}5$, третьей цели $P_3=0{,}9$.

Определить вероятность уничтожения не менее двух целей.

Решение.

$$[(1-P_1)+P_1 z]\,[(1-P_2)+P_2 z]\,[(1-P_3)+P_3 z] =$$
$$= (0{,}3+0{,}7z)\,(0{,}5+0{,}5z)\,(0{,}1+0{,}9z) =$$
$$= 0{,}015 + 0{,}185z + 0{,}485z^2 + 0{,}315z^3;$$
$$P(j \geqslant 2),\ 3 = 0{,}485 + 0{,}315 = 0{,}8.$$

Стрельба по компактной группе целей (групповой цели)

Условия стрельбы таковы, что отдельные самолеты или другие СВН в составе группы целей не разрешаются системой наведения ЗУР (станцией наведения или ГСН) ни по одной координате.

Математическое ожидание количества самолетов, уничтоженных из состава групповой цели, зависит от компактности самолетов в группе, их расположения, вида стрельбы, характеристик боевого снаряжения ЗУР, принципа наведения и т. д. При обстреле групповой цели эффективность действия

каждой последующей ракеты, как правило, зависит от результатов стрельбы предыдущей ракетой. Поэтому определение ожидаемого числа уничтоженных самолетов при обстреле групповой цели — сложная задача. Ее решение основывается на использовании формулы (6.21) и анализа конкретных условий стрельбы и характеристик комплекса.

Пример. Групповая цель из N самолетов обстреливается очередью из n ракет $(n>N)$. Захват станцией наведения или головкой самонаведения того или иного самолета группы равновероятен. Вероятность поражения самолета при условии, что ракета на него наводится, равна P_1. Поражение других самолетов группы исключено. Определить математическое ожидание числа уничтоженных самолетов.

Решение. Вероятность поражения j-го самолета одной ракетой

$$P_j = P_{захв\, j} P_1,$$

где $P_{захв\, j}$ — вероятность захвата j-го самолета, $P_{захв\, j} = 1/N$.

Следовательно, $P_j = P_1/N$.

Вероятность поражения j-го самолета очередью из n ракет

$$P_{jn} = 1 - \left(1 - \frac{P_1}{N}\right)^n.$$

Математическое ожидание количества уничтоженных самолетов

$$M_c = NP_{jn} = N\left[1 - \left(1 - \frac{P_1}{N}\right)^n\right].$$

Если, например,

$$N = 3,\ n = 6,\ P_1 = 0{,}9,\ \text{то}$$

$$P_j = \frac{0{,}9}{3} = 0{,}3;\ P_{jn} = 1 - (1 - 0{,}3)^6 = 0{,}88;\ M_c = 3 \cdot 0{,}88 = 2{,}64.$$

6.6. ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ ТЕОРИИ МАССОВОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЗРК

Понятие системы массового обслуживания. Расчетные зависимости

Системой массового обслуживания называется любая система, предназначенная для обслуживания какого-либо потока заявок (например, телефонная станция, билетная касса, ремонтная мастерская и т. д.). Ниже в качестве такой системы нами будет рассматриваться зенитный ракетный комплекс (группировка ЗРК).

Системы массового обслуживания делятся на системы с отказами и системы с ожиданием.

В системе с отказами заявка, пришедшая в момент, когда все каналы заняты, получает отказ и покидает систему. В системе с ожиданием такая заявка не покидает систему, а становится в очередь и ждет, пока не освободится какой-либо канал. Время ожидания и число мест в очереди может быть ограниченным и неограниченным.

Оценка эффективности ЗРК с малой зоной поражения производится по зависимости систем массового обслуживания с отказами, ЗРК с большой зоной поражения — по зависимостям систем обслуживания с ограниченным ожиданием.

Работа системы массового обслуживания с отказами определяется числом каналов обслуживания k; плотностью входного потока заявок λ; средним временем обслуживания одной заявки одним каналом $t_{обс}$ (среднее время обслуживания одной заявки непрерывно занятым каналом):

$$t_{обс} = M[T_{обс}],$$

где $T_{обс}$ — случайное время обслуживания одной заявки.

В качестве входного потока заявок в теории массового обслуживания чаще всего рассматривается пуассоновский поток заявок. Среди других потоков событий он играет роль, аналогичную роли нормального закона среди других законов распределения. Кроме того, при других потоках заявок часто можно получить удовлетворительные по точности результаты, заменив их пуассоновским потоком той же плотности.

Для пуассоновского потока вероятность попадания заявки в тот или иной интервал времени зависит только от его длительности и среднего числа заявок, поступающих в единицу времени (плотности потока заявок λ), а вероятность одновременного появления двух или более заявок практически исключена. Вероятность поступления в обслуживающую систему ровно m заявок за время t определяется равенством

$$P(i = m) = \frac{(\lambda t)^m}{m!} e^{-\lambda t}. \qquad (6.23)$$

Если, например, предположить, что средняя плотность заявок равна единице в минуту, то в соответствии с формулой (6.23) вероятность поступления различного числа заявок в минуту, определяется по табл. 6.2.

Таблица 6.2

Число заявок в минуту, m	0	1	2	3	4	5	6	7
$P(i = m)$	0,3679	0,3679	0,1839	0,0613	0,0153	0,0005	0,0005	0,0000

Из табл. 6.2 видно, что, задавая налет целей пуассоновским потоком со средней плотностью, например, $\lambda=1$ сам./мин, мы допускаем, что вероятность прохождения в каждую минуту через зону огня зенитного ракетного комплекса одного самолета всего лишь 0,36. Возможны такие минуты, когда через зону огня ЗРК пройдет более одного самолета (два — в 18% случаев, три — в 6% и четыре — в 1,5%).

Если на вход системы обслуживания с отказами поступает пуассоновский поток заявок с плотностью λ, а случайное время обслуживания одной заявки подчинено показательному закону и одинаково для всех k каналов системы (со средним временем обслуживания $t_{обс}$), то вероятность отказа в обслуживании поступившей заявки (вероятность занятости всех каналов) определится формулой Эрланга:

$$P_{отк}=\frac{\frac{\alpha^k}{k!}}{\sum_{i=0}^{k}\frac{\alpha^i}{i!}}, \qquad (6.24)$$

где $\alpha=\lambda t_{обс}=\lambda/\mu$;

$\mu=1/t_{обс}$ — средняя плотность «потока обслуживания» одного канала системы (средняя производительность обслуживания);

i — текущий параметр, принимающий значение от 0 до k.

Вероятности $P_{отк}$ могут быть вычислены с помощью таблиц пуассоновского распределения (приложение 8).

Вероятность того, что заявка будет обслужена (не получит отказа), выражается формулой

$$P_{обс}=1-P_{отк}.$$

Пример. Ожидаемая плотность налета воздушного противника $\lambda=4$ сам./мин. В отражении удара СВН противника может принимать участие один четырехканальный по цели ЗРК (четыре одноканальных по цели комплекса), т. е. $k=4$. Средний цикл стрельбы целевого канала комплекса равен 1 мин ($\mu=1$ стр./мин. Определить вероятность обстрела каждой воздушной цели и потребное количество целевых каналов ЗРК для обстрела каждой цели с вероятностью не менее 0,9.

Решение. $\alpha=\lambda t_{обс}=4\cdot1=4$ самолета.

Задавая в формуле (6.24) $i\geqslant4$, вычислим $P_{отк}$, а затем и $P_{обс}=1-P_{отк}$. Результаты расчета сведены в табл. 6.3.

Из табл. 6.3 видно, что при $k=4$, т. е. $k\mu=\lambda$, вероятность обстрела всех целей равна 0,69. Для повышения надежности обстрела каждой цели до 0,9 количество целевых каналов комплекса (число комплексов) необходимо увеличить до 7,

Таблица 6.3

Количество целевых каналов ЗРК (k)	4	5	6	7
Вероятность $P_{отк}$ ($i=k$)	0,31	0,20	0,12	0,06
Вероятность $P_{обс}$ ($i=k$)	0,69	0,80	0,88	0,94

Для систем массового обслуживания с ограниченным временем ожидания $t_{ож}$ вероятность отказа в обслуживании поступившей заявки определяется зависимостью

$$P_{отк}=\frac{\beta}{\alpha}\,\frac{\frac{\alpha^k}{k!}\sum_{s=1}^{\infty}\frac{s\alpha^s}{\prod_{m=1}^{s}(k+m\beta)}}{\sum_{i=0}^{k}\frac{\alpha^i}{i!}+\frac{\alpha^k}{k!}\sum\frac{\alpha^s}{\prod_{s=1}^{\infty}(k+m\beta)}}, \qquad (6.25)$$

где $\beta=t_{обс}/t_{ож}$ — отношение среднего времени обслуживания к времени ожидания.

Вычисление формулы (6.25) производится по таблицам, входными величинами в которые являются k, α и β (приложение 9).

Пример. Решить предыдущий пример при условии, что в отражении удара СВН противника принимает участие зенитный ракетный комплекс, имеющий определенную глубину зоны поражения ($t_{ож}=1{,}0$ мин).

Решение.

$$\alpha=\lambda t_{обс}=4\cdot1=4 \text{ самолета; } \beta=t_{обс}/t_{ож}=1{,}0/1{,}0=1{,}0.$$

Вероятность $P_{отк}$ определяется по таблице (приложение 9). Результаты расчета сведены в табл. 6.4.

Таблица 6.4

Количество целевых каналов (k)	4	5
Вероятность $P_{отк}$ ($i=k$)	0,20	0,12
Вероятность $P_{обс}$ ($i=k$)	0,80	0,88

Сравнение табл. 6.3 и 6.4 показывает, что наличие глубины зоны поражения ЗРК приводит к существенному повышению вероятности обстрела каждой цели (при $k=4$ с 0,69 до 0,8). Для обстрела каждой цели с надежностью 0,9 достаточно иметь 6 целевых каналов.

О применении расчетных зависимостей

Расчетные зависимости (6.24) и (6.25) могут быть использованы для решения различного рода задач, связанных с оценкой предельных значений эффективности зенитного ракетного комплекса (группировки ЗРК). Укажем на некоторые из них.

1. Определение математического ожидания числа уничтоженных целей при заданных составе и параметрах ЗРК (k, $t_{обс}$, $t_{ож}$); продолжительности налета $t_н$; количестве целей N, участвующих в налете; средней вероятности поражения отдельной цели за стрельбу P_n:

$$M_c = N(1 - P_{отк}) P_n.$$

2. Определение потребного количества целевых каналов ЗРК для достижения требуемой эффективности боевых действий (математического ожидания доли уничтоженных целей, вероятности поражения всех целей и др.) при заданных составе целей в ударе и его продолжительности, характеристиках ЗРК и эффективности стрельбы по отдельным целям.

3. Оценка возможности заданного зенитного ракетного комплекса (группировки комплексов) по плотности обстреливаемых или уничтожаемых целей в ударе в различных условиях обстановки.

Следует отметить, что такие расчеты могут быть использованы только для предварительной, ориентировочной оценки показателей боевой эффективности и сравнительного анализа различных вариантов решения. Выбор и оценка показателей эффективности зенитной ракетной обороны объектов (боевой эффективности группировок ЗРК) представляет собой более сложную комплексную задачу, требующую учета многих факторов обстановки и моделирования боевых действий.

7. ОБОБЩЕННЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ БОЕВЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ЗЕНИТНОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА И ФАКТОРЫ, ИХ ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ

Под **боевыми возможностями** зенитного ракетного комплекса понимается его способность перейти в состояние готовности и обеспечить уничтожение воздушных целей в различных условиях обстановки.

Основными обобщенными показателями боевых возможностей ЗРК являются размеры зоны поражения и вероятность поражения цели в различных условиях стрельбы, цикл стрельбы и время перехода в готовность к бою.

Рассмотрим некоторые из этих показателей.

7.1. ФАКТОРЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ГРАНИЦЫ ЗОНЫ ПОРАЖЕНИЯ КОМПЛЕКСА

Основные определения

Зона поражения является одной из основных обобщенных характеристик боевых возможностей зенитного ракетного комплекса. С учетом эффективности стрельбы она определяет его досягаемость по высоте, дальности и курсовому параметру.

Зоной поражения принято называть пространство вокруг ЗРК, в пределах которого обеспечивается поражение воздушной цели зенитной управляемой ракетой с заданной вероятностью. Зона поражения изображается в параметрической системе координат и характеризуется положением дальней, ближней, верхней и нижней границ. Типичное сечение зоны поражения вертикальной плоскостью при $P=0$ показано на рис. 7.1, *а*. Буквами *а, б, в, г, д* обозначены ее наиболее характерные точки. Зона поражения в пространстве получается в результате вращения области, показанной на рис. 7.1, *а*, вокруг оси OH.

Горизонтальное сечение зоны поражения на высоте H_1 при стрельбе навстречу показано на рис. 7.1, *б*; величина

q_{max} характеризует максимальный курсовой угол ближней границы зоны поражения.

Чтобы встреча ракеты с целью произошла в зоне поражения, пуск ракеты необходимо производить заблаговременно с учетом полетного времени ракеты $t_р$ до точки встречи и скорости цели.

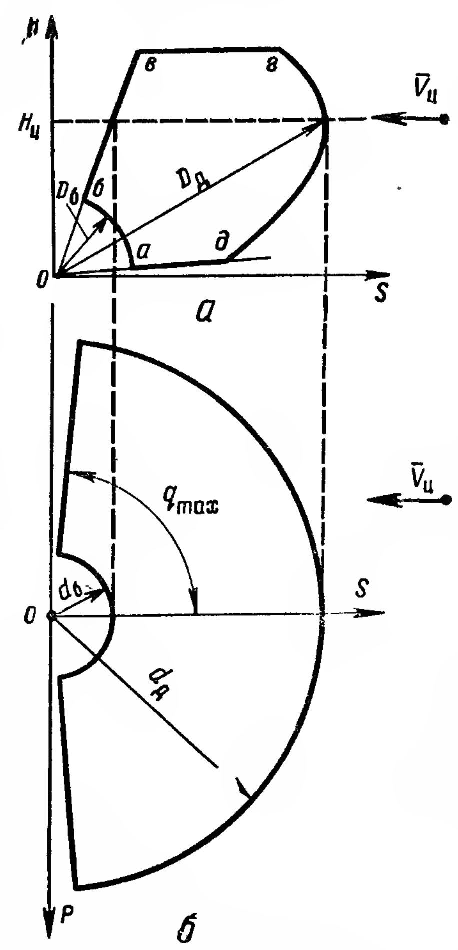


Рис. 7.1. Зона поражения ЗРК

Область пространства, при нахождении цели в которой в момент пуска ракеты встреча ракеты с целью состоится в зоне поражения, называется **зоной пуска**. Для определения границ зоны пуска (рис. 7.2) необходимо из каждой точки границ зоны поражения отложить в сторону, обратную курсу цели, отрезок, равный произведению скорости цели $V_ц$ на полетное время ракеты до данной точки. Например, для того чтобы встреча ракеты с целью произошла в точке *г*, необходимо произвести пуск ракеты при нахождении цели в точке *г'*. Если же пуск ракеты будет произведен в момент, когда цель еще не достигла точки *г'*, то встреча ракеты с целью в зоне поражения не произойдет. Для встречи ракеты с целью в точке *в* необходимо произвести пуск ракеты при нахождении цели в точке *в'*. Если цель пересекла ближнюю границу зоны пуска, то ее обстрел в зоне поражения уже невозможен и т. д. На рис. 7.2 наиболее характерные точки зоны пуска соответственно обозначены буквами *а'*, *б'*, *в'*, *г'*, *д'*.

Размеры зоны пуска и положение ее границ при заданных границах зоны поражения и полетных временах ракеты зависят от скорости и траектории цели.

Положение границ зоны поражения в общем случае определяется большим количеством факторов, связанных с характеристиками комплекса, условиями стрельбы и характеристиками воздушной цели. Основными факторами являются:

летно-баллистические и маневренные возможности ракеты;

параметры контура управления и метода наведения ракеты;

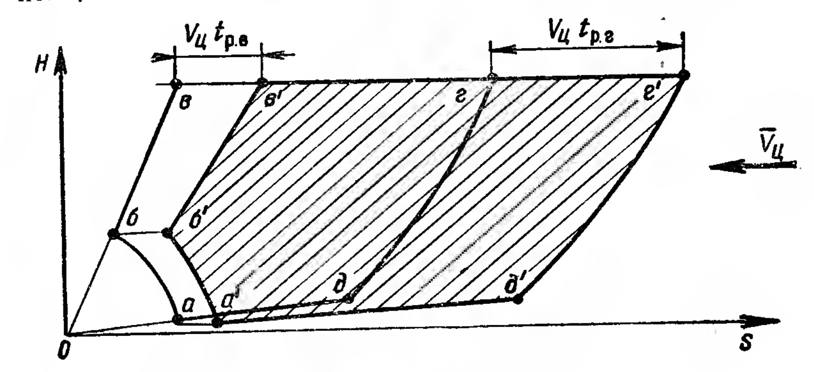


Рис. 7.2. Вертикальное сечение зон поражения и пуска

характеристики боевого снаряжения ракеты (боевой части и неконтактного взрывателя);

возможности радиолокационных средств по сопровождению целей;

летные характеристики, эффективная отражающая поверхность и уязвимость воздушных целей;

условия стрельбы (наличие помех, маневра цели) и др.

Факторы, определяющие положение верхней и дальней границ зоны поражения

Положение верхней и дальней границ зоны поражения определяется такими значениями высоты и дальности точки встречи, при которых эффективность стрельбы по цели не ниже заданной. Вероятность поражения цели одной ракетой есть функция ошибок наведения ракеты и характеристик условного закона поражения цели. Следовательно, для того чтобы определить положение верхней и дальней границ зоны поражения, необходимо в первую очередь рассмотреть у с л о в и я н о р м а л ь н о г о п р о ц е с с а н а в е д е н и я р а к е т ы н а ц е л ь.

Параметры движения цели и принятый в комплексе метод наведения ракеты на цель при заданных начальных условиях пуска и скорости ракеты $V_р(t)$ определяют требуемую траекторию полета ракеты. Кривизну требуемой траектории можно характеризовать величиной нормальных перегрузок, которыми должна обладать ракета для осуществления этой траектории. Потребные перегрузки, обусловленные

методом наведения и характером движения цели, принято называть кинематическими $n_к$.

Реальная маневренность зенитной управляемой ракеты характеризуется располагаемыми перегрузками $n_{расп}$, т. е. нормальными перегрузками, которые можно получить на ракете при максимальном отклонении рулей (максимальной величине команды).

Соотношение потребных и располагаемых перегрузок. Нормальное наведение ракеты на цель возможно только в том случае, если располагаемые перегрузки ракеты превосходят потребные кинематические на некоторую величину $\Delta n = n_{расп} - n_к$. Величина Δn необходима для компенсации силы тяжести, продольного ускорения ЗУР и флюктуационной (случайной) составляющей команды управления:

$$\Delta n = n_в + n_W + n_ф,$$

где $n_в$ — весовая составляющая потребной перегрузки;
n_W — перегрузка, расходуемая на компенсацию продольного ускорения ракеты (в системах самонаведения);
$n_ф$ — потребная перегрузка для отработки флюктуационной (случайной) составляющей команды управления.

Итак, необходимым условием нормального наведения ракеты на цель является

$$n_{расп} \geqslant n_{потр}, \qquad (7.1)$$

где $n_{потр} = n_к + n_в + n_W + n_ф$.

Нарушение условия (7.1) приводит к возрастанию промаха ракеты. По физическому смыслу нарушение этого условия означает, что коэффициент усиления ракеты

$$K_р = \frac{n_{расп} g}{V_р \delta_{max}},$$

а следовательно, и коэффициент усиления разомкнутого контура управления ракетой при действующем входном воздействии на контур оказывается малым и не обеспечивает отработку параметра рассогласования, т. е. движение ракеты по требуемой траектории. Входное воздействие в общем случае содержит не только составляющую, обусловленную движением цели, но и достаточно высокий уровень случайных возмущений. Поэтому при рассмотрении условия нормального наведения ракеты учитываются не только потребные кинематические и компенсационные перегрузки, но и флюктуационные.

Возьмем некоторую условную траекторию наведения $L_р$ (рис. 7.3) и рассмотрим **характер изменения располагаемой и потребной перегрузок ракеты** при ее движении по этой траектории. Если управляющие силы по своей природе являются аэродинамическими, то располагаемая перегрузка зависит от

скорости ракеты и плотности воздушной среды. С увеличением скорости располагаемая перегрузка ракеты при прочих равных условиях растет, с увеличением высоты полета уменьшается примерно пропорционально изменению плотности воздуха.

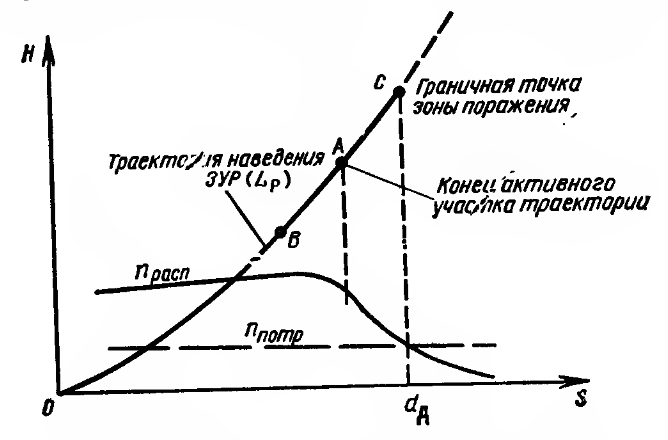


Рис. 7.3. Досягаемость ракеты по соотношению располагаемой и потребной перегрузок

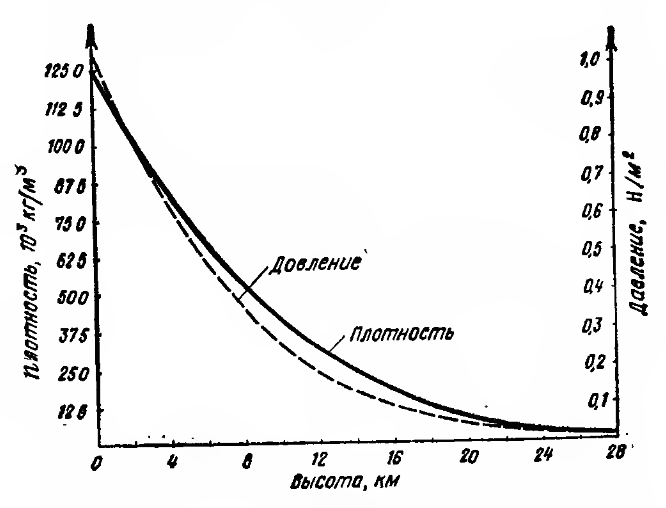


Рис. 7.4. Изменение плотности и давления в зависимости от высоты

Изменение плотности и давления стандартной атмосферы с изменением высоты показано на рис. 7.4.

Зависимость скорости полета ракеты от времени может быть различной, но ее характер определяется некоторыми

общими требованиями, которые должны выполняться. Рассмотрим основные из них.

1. Высокая средняя скорость полета ракеты до точки встречи

$$V_{р.ср} = \frac{1}{t_в} \int_0^{t_в} V_р(t)\,dt,$$

где $t_в$ — полетное время ракеты до точки встречи.

Это требование необходимо для обеспечения минимального времени занятости комплекса при обстреле цели, т. е. повышения его огневой производительности, снижения потребной дальности действия радиолокационных средств, снижения возможностей выполнения обстреливаемой целью противоракетного маневра и т. д.

Так как встреча ракеты с целью в пределах зоны поражения возможна на различных дальностях, то требование получения максимальной средней скорости за счет полного использования запаса топлива может обусловливать регулирование тяги двигателя в зависимости от дальности стрельбы.

2. Быстрый разгон ракеты на начальном участке полета, что обеспечивает:

возможность наклонного старта ракеты, в том числе и при малых углах к горизонту;

уменьшение рассеивания ракет на начальном неуправляемом участке траектории и, как следствие, уменьшение начальных ошибок прицеливания (ошибок начального рассогласования);

быстрое достижение скорости, при которой аэродинамические органы управления становятся эффективными (при этом управление начинается, как правило, уже при сверхзвуковой скорости);

сокращение полетного времени ракеты до точки встречи при заданном значении максимальной скорости.

Быстрый разгон ракеты, как правило, достигается благодаря использованию стартовых двигателей, создающих большую силу тяги, или двухрежимных двигателей. После отделения ускорителей вторая ступень ракеты продолжает полет под действием значительно меньшей силы тяги маршевого двигателя.

На графике, показанном на рис. 7.5, отмечены три участка: *1* — участок разгона ракеты, т. е. ее полета со стартовым ускорителем; *2* — полет ракеты с работающим маршевым двигателем, обеспечивающим дальнейшее повышение скорости; *3* — полет ракеты на пассивном участке траектории, на котором скорость под действием лобового сопротивления и силы тяжести падает.

Характер изменения располагаемой перегрузки вдоль условной траектории наведения ракеты показан на рис. 7.3,

Очевидно, на пассивном участке траектории (начиная с точки *A*) во всех случаях стрельбы маневренность ракеты падает. Так как располагаемая перегрузка примерно пропорциональна скоростному напору, то характер ее изменения на активном участке траектории зависит от высоты обстреливаемой цели (наклона траектории), величины скорости и

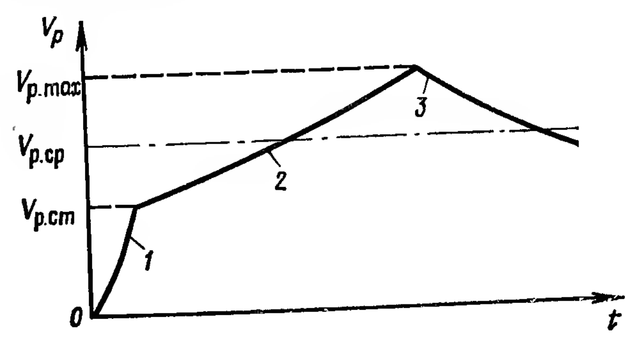


Рис. 7.5. Возможный график зависимости $V_р(t)$

продольного ускорения ракеты. Плотность атмосферы с уменьшением высоты падает очень быстро. Так, например, на высоте 20 км она равна 7,25% плотности атмосферы на уровне моря, т. е. уменьшается в 14 раз. Для компенсации этого падения плотности скорость ракеты после сброса ускорителей должна возрасти примерно в четыре раза. Поэтому при обстреле высотных целей уменьшение маневренности ракеты из-за падения плотности воздуха не всегда представляется возможным компенсировать увеличением скорости ракеты на активном участке траектории.

Итак, с некоторого момента полета ракеты по траектории наведения располагаемые перегрузки начинают уменьшаться. Положение точки траектории, соответствующей этому моменту (точка *B* на рис. 7.3), зависит от наклона траектории и летно-баллистических характеристик ракеты.

На малых высотах располагаемые перегрузки могут ограничиваться предельно допустимыми, исходя из условий прочности ракеты. Площадь крыльев выбирается применительно к расчетному минимальному скоростному напору воздуха, обеспечивающему при допустимых углах атаки и скольжения требуемую маневренность ракеты при заданных дальностях и высотах стрельбы по воздушным целям.

Изменение потребной перегрузки вдоль траектории наведения $L_р$ ракеты зависит от конструктивных параметров ЗРК (метода наведения, параметров контура управления), начальных условий пуска ЗУР и параметров движения цели, в первую очередь от скорости, высоты и курсового угла цели. Поэтому дальняя и верхняя границы зоны пора-

жения рассчитываются применительно к заданной скорости движения цели.

Маневр цели обусловливает изменение требуемой траектории ракеты (ее искривление), т. е. определяет величину кинематической перегрузки $n_к$. Кроме того, динамическая ошибка наведения ракеты, вызванная маневром цели, обратно пропорциональна величине коэффициента усиления разомкнутого контура управления и, следовательно, тем меньше, чем больше располагаемые перегрузки превосходят потребные кинематические перегрузки.

Весовая составляющая потребной перегрузки $n_в$ определяется углом наклона траектории к плоскости горизонта.

Величина флюктуационной перегрузки $n_ф$ зависит от характеристик элементов системы управления и принятого метода наведения. В командных системах телеуправления она растет по мере увеличения дальности стрельбы соответственно росту флюктуационных ошибок.

Для определения дальней границы зоны поражения необходимо на траектории наведения $L_р$ ракеты (рис. 7.3) провести сравнение располагаемой $n_{расп}$ и потребной суммарной $n_{потр}$ перегрузок. Точка C, начиная с которой располагаемая перегрузка ракеты становится меньше потребной суммарной перегрузки, и есть граничная точка зоны поражения.

Таким образом, построение верхней и дальней границ зоны поражения комплекса связано с расчетом семейства траекторий наведения, соответствующих различным параметрам движения цели, с последующим исследованием величины и характера изменения вдоль траектории потребных перегрузок и их сравнением с располагаемыми перегрузками ракеты. Подобные вычисления сложны и выполняются с использованием моделей и вычислительных машин.

На рис. 7.6 условно показаны семейство траекторий наведения для некоторых заданных параметров движения цели и граница зоны поражения, соединяющая точки $C_1 — C_9$. Предполагается, что в каждой из этих точек нарушается нормальное наведение ракеты по условию $n_{расп} \geqslant n_{потр}$.

Задача по определению дальней и верхней границ зоны поражения значительно упрощается, если предположить, что цель не маневрирует, а летит прямолинейно на постоянной высоте. Такие условия полета цели принимаются для предварительной оценки зоны поражения. Предварительная оценка позволяет при исследовании влияния маневра цели на движение ракеты и положение границ зоны поражения ограничить объем вычислений и рассматривать только те положения точек встречи, которые находятся в зоне поражения неманеврирующей цели.

Соотношение перегрузок при комбинированной системе наведения ЗУР. Если для наведения ракеты на цель используется комбинированная система управления с самонаведением на последнем участке траектории, то предельная дальность стрельбы также определяется условием (7.1). Однако

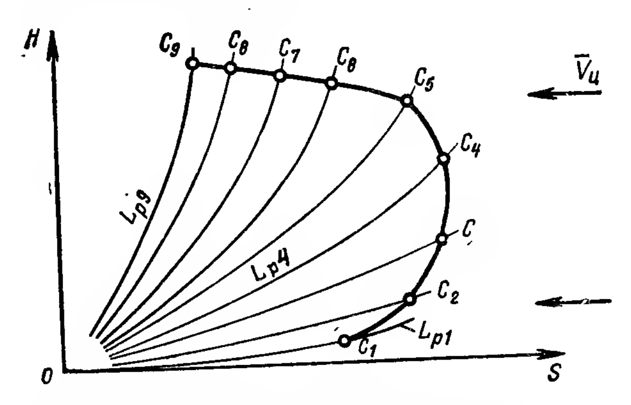


Рис. 7.6. К определению дальней и верхней границ зоны поражения ЗРК

при расчете потребных перегрузок должна учитываться допустимая продолжительность этапа отработки начального рассогласования процесса самонаведения.

Точность работы системы телеуправления, обеспечивающей вывод ракеты в район захвата цели головкой самонаведения, характеризуется некоторым углом $\Delta\varphi_у$ между вектором скорости ракеты и мгновенной упрежденной точкой встречи $A_у$ (рис. 7.7).

Ликвидация начальной ошибки в положении вектора скорости ракеты, т. е. угла $\Delta\varphi_у$, осуществляется за счет использования той части располагаемой перегрузки $n_{расп}$, которая остается после компенсации флюктуационной, весовой, а также кинематической составляющих потребной перегрузки.

Рис. 7.7. Ошибка в положении вектора скорости ракеты на начальном этапе самонаведения ЗУР

Время отработки рассогласования

$$t_{отр} = \frac{\Delta\varphi_у}{\omega^*}, \tag{7.2}$$

1/29*

где ω^* — угловая скорость поворота вектора скорости ракеты за счет использования $\Delta n_{расп} = n_{расп} - (n_к + n_в + n_ф + n_W)$:

$$\omega^* = \frac{\Delta n_{расп} g}{V_р}. \qquad (7.3)$$

Следовательно,

$$t_{отр} = \frac{\Delta\varphi_у V_р}{\Delta n_{расп} g}.$$

Если головка самонаведения имеет дальность захвата D_0, то время сближения ракеты с целью равно

$$t_{сбл} = \frac{D_0}{V_{отн}}.$$

Очевидно, условием встречи ракеты с целью является

$$t_{сбл} \geqslant t_{отр}$$

или

$$\frac{D_0}{V_{отн}} \geqslant \frac{\Delta\varphi_у V_р}{\Delta n_{расп} g},$$

откуда

$$\Delta n_{расп} \geqslant \frac{\Delta\varphi_у V_р V_{отн}}{D_0 g}. \qquad (7.4)$$

Зависимость (7.4) определяет величину перегрузки, потребной для отработки ошибки в положении вектора скорости ракеты в момент начала самонаведения ракеты на последнем участке траектории, т. е. при переходе с телеуправления на самонаведение.

Потребная дальность обнаружения цели. Условие нормального наведения ракеты по формуле (7.1) является основным фактором, определяющим положение дальней и верхней границ зоны поражения зенитного ракетного комплекса. Однако при оценке его боевых возможностей необходимо учитывать, что досягаемость может ограничиваться другими факторами, непосредственно связанными с характеристиками отдельных элементов комплекса. Так, например, положение дальней границы зоны поражения определяет потребную дальность действия радиолокационной станции сопровождения цели, входящей в состав комплекса:

$$d_{потр} = d_д + V_п (t_{раб} + t_д),$$

где $d_{потр}$ — потребная горизонтальная дальность действия радиолокационной станции сопровождения цели;

$d_д$ — горизонтальная дальность до дальней границы зоны поражения;

$t_{раб}$ — время, необходимое для подготовки стрельбы после обнаружения цели радиолокационной станцией (работное время ЗРК);

$t_д$ — полетное время ракеты до дальней границы зоны поражения.

При заданных характеристиках комплекса потребная дальность действия радиолокационной станции является функцией скорости цели.

Максимальная дальность действия радиолокационной станции в значительной мере зависит от эффективной отражающей поверхности цели и высоты полета. Пределы изменения усредненных значений эффективной отражающей поверхности $s_{эф}$ некоторых типов СВН приведены в табл. 7.1.

Таблица 7.1

СВН	Усредненные значения $S_{эф}$ (м²) в диапазоне волн облучающей РЛС		
	5—10 см	10—100 см	100—200 см
Стратегический бомбардировщик	$\frac{10—30}{6—10}$	$\frac{15—50}{10—15}$	$\frac{20—60}{15—20}$
Средний бомбардировщик	$\frac{8—15}{5}$	$\frac{20—30}{10}$	$\frac{15—40}{15}$
Тактический истребитель	1—3	3	5
Палубный штурмовик	3	5	7
Вертолет	0,5—1	1—1,5	1—2
Крылатая ракета	0,1—0,4	0,5—0,8	2—3
ДПЛА	0,01—0,1	0,1—0,3	0,3—0,5

Примечание. В числителе приведены значения эффективной отражающей поверхности для типов СВН старого парка, в знаменателе — для нового парка.

Максимальная дальность действия радиолокационной станции пропорциональна $\sqrt{s_{эф}}$ и в реальных условиях стрельбы в зависимости от типа воздушной цели может изменяться в широких пределах. Характерным для зон обнаружения радиолокационных станций также является сокращение их глубины на малых высотах.

Факторы, определяющие положение ближней границы зоны поражения

Траектория зенитной управляемой ракеты по признаку наведения делится на три участка:

участок неуправляемого полета ракеты (начальный участок);

участок вывода ракеты на требуемую траекторию (участок отработки начального рассогласования);

участок наведения.

Протяженность первых двух участков определяет удаление ближней границы зоны поражения комплекса.

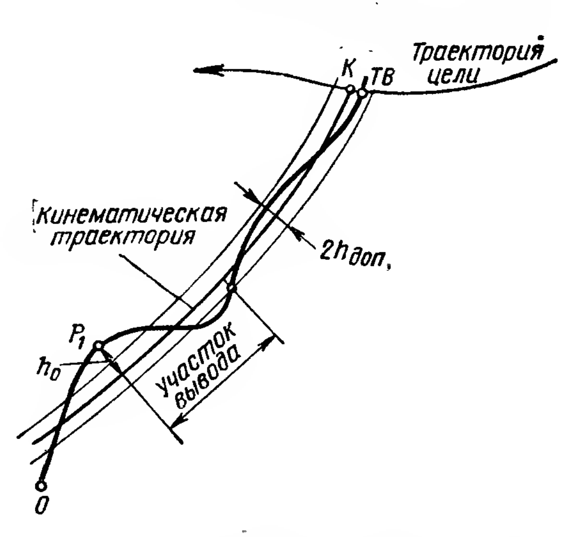


Рис. 7.8. Участок вывода ракеты при телеуправлении ЗУР

Время полета ракеты на начальном участке траектории в основном определяется временем работы стартовых ускорителей.

Стартовые ускорители работают в течение короткого интервала времени. При этом ракета движется с большими продольными ускорениями, а система стабилизации загружена отработкой больших возмущений, действующих на ракету.

Управление ракетой, т. е. наведение ее на цель, обычно начинается после окончания переходных процессов, вызванных работой стартовых ускорителей. Команды управления поступают в автопилот, начинается этап отработки начальной ошибки в положении ракеты или ее вектора скорости (начальной ошибки параметра управления).

Время вывода телеуправляемой ракеты. На рис. 7.8 показаны кинематическая траектория и положение ракеты в момент начала телеуправления P_1. В рассматриваемой плоскости начальная ошибка в положении ракеты равна h_0, а допустимое значение ошибки наведения не должно превосходить величины $h_{доп}$. Вывод ракеты на кинематическую траекторию считается законченным, когда текущее значение ошибки в положении ракеты не превосходит допустимого значения. Это означает, что промах ракеты при встрече с целью

не будет превосходить предельного значения, определенного требованием к точности наведения ракеты.

При заданных параметрах контура управления и летно-баллистических характеристиках ракеты время, а следовательно, и дальность вывода ее на траекторию метода наведения являются случайными величинами, зависящими в основном от начальной ошибки встреливания ракеты в заданный объем пространства около кинематической траектории и от угловой скорости движения линии визирования цели (величина этой скорости определяет кривизну требуемой траектории на участке вывода). Можно считать, что в каждой плоскости наведения рассеивание точек положения ракеты в момент начала телеуправления независимо и подчинено нормальному закону. Поэтому время окончания вывода ракеты на кинематическую траекторию с заданной вероятностью определится функцией релеевского распределения, имеющей вид

$$P(t \leqslant t_б) = 1 - e^{-\frac{(t_б - t_0)^2}{2\sigma_t^2}}, \tag{7.5}$$

где $P(t \leqslant t_б)$ — вероятность вывода ракеты на кинематическую траекторию за время $t \leqslant t_б$;

t_0 — время полета ракеты на неуправляемом участке траектории;

σ_t — среднее квадратическое отклонение времени окончания вывода ракеты.

Формула (7.5) позволяет при известных значениях t_0, σ_t и заданной вероятности окончания процесса вывода ракеты на траекторию метода наведения определить полетное время ракеты до ближней границы зоны поражения.

Время вывода самонаводящейся ракеты. В системах самонаведения начальная ошибка встреливания определяется положением вектора скорости ракеты относительно мгновенной точки встречи. Если в момент начала самонаведения вектор скорости ракеты направлен в мгновенную точку встречи (вектор относительной скорости $\overline{V}_{отн} = \overline{V}_р - \overline{V}_ц$ совпадает с линией ракета — цель), то промах ракеты будет равен нулю даже в случае попадания этого момента в интервал времени Δt, соответствующий полету ракеты в мертвой зоне самонаведения. Если же в момент начала самонаведения вектор скорости ракеты не направлен в мгновенную точку встречи, то для обеспечения встречи ракеты с целью с заданной точностью необходимо изменить направление вектора скорости ракеты, т. е. осуществить этап отработки начального рассогласования (рис. 7.9, *а*).

Пусть в момент начала самонаведения t_1 ракета и цель находятся в точках P_1 и $Ц_1$, а угол между вектором относи-

тельной скорости ракеты $\bar{V}_{отн\,1} = \bar{V}_{р1} - \bar{V}_{ц1}$ и линией ракета — цель равен μ_1. Этот угол определяется начальной ошибкой в положении вектора скорости ракеты. Промах ракеты, соответствующий этой ошибке, $r_1 = D_1\mu_1$.

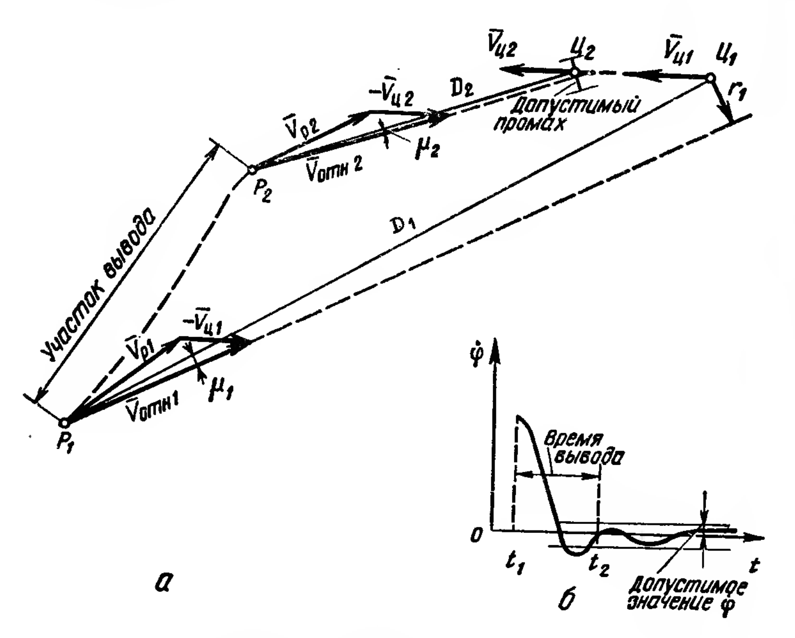


Рис. 7.9. К определению участка вывода при самонаведении ЗУР

Чтобы обеспечить встречу ракеты с целью, необходимо поворотом вектора скорости ракеты свести угол μ к такой величине, при которой промах ракеты не превосходит предельно допустимого значения.

На рис. 7.9 показано, что эта задача решена к моменту времени t_2, когда ракета и цель находятся в точках P_2 и $Ц_2$, а направление относительной скорости ракеты определяется вектором $\bar{V}_{отн\,2}$. Если начиная с момента времени t_2 вектор скорости ракеты будет отслеживать непрерывно перемещающуюся из-за маневра цели и непостоянства скорости ракеты мгновенную точку встречи с ошибкой, не превосходящей заданного значения, то дальность, соответствующая этому моменту, будет характеризовать ближнюю границу зоны поражения.

Сущность этапа отработки начальной ошибки также показана на рис. 7.9, *б*.

Мгновенный промах ракеты — это функция угловой скорости линии ракета — цель $\dot{\varphi}$ [см. формулу (2.26)].

После сброса ускорителей и выдачи команд управления на автопилот (на рис. 7.9, *б* — момент времени t_1) контур самонаведения стремится свести к нулю угловую скорость линии ракета — цель. Этап отработки начального рассогласования заканчивается обеспечением такого минимального значения угловой скорости $\dot{\varphi}$, при которой промах r не превосходит заданной величины. Окончание этапа отработки начального рассогласования обозначено моментом времени t_2.

Время отработки ошибки прицеливания при использовании систем самонаведения также является случайной величиной и характеризуется релеевским распределением (7.5).

Для приближения к точке старта ракеты ближней границы зоны поражения необходимо уменьшать начальные ошибки прицеливания и время переходного процесса системы при их отработке.

Сущность прицеливания при пуске ракеты состоит в том, чтобы направить ее вектор скорости в ту точку пространства, в которой будет находиться мгновенная точка встречи в момент начала самонаведения ракеты. Положение этой точки определяется координатами и параметрами движения цели, а также временем и средней скоростью полета ракеты на неуправляемом участке траектории.

В системах телеуправления начальное прицеливание должно обеспечивать: во-первых, нахождение ракеты на кинематической траектории в момент начала управления и, во-вторых, такое положение вектора скорости ракеты, при котором ее дальнейшее движение будет соответствовать характеру кинематической траектории.

В зенитных ракетных комплексах иностранных армий пусковые установки (ПУ), с которых производится пуск ракет, кроме направляющих имеют и механизмы наведения по азимуту и углу места. Азимут пуска ракеты задается с учетом начального положения и параметров движения цели. Угол места пусковой установки при старте ЗУР может быть как переменным, так и постоянным, независимым от положения и параметров движения обстреливаемой цели. Так, например, американская ракета «Найк-Геркулес» пускается под постоянным углом возвышения 85°, а английская ракета «Бладхаунд» — под углом 45°. Примером пусковой установки с переменным углом возвышения при пуске ракеты является английская ракета «Тандерберд».

Наведение пусковых установок по углу места и азимуту производится автоматически по данным наземной аппаратуры управления огнем в период подготовки ракеты к старту. Пуск ракет под малым углом к горизонту возможен только при использовании ракет с большой начальной тяговооруженностью.

Очевидно, наименьшую дальность до ближней границы зоны поражения могут обеспечить пусковые установки с переменными углами старта ракеты как по азимуту, так и по углу места. При старте ракеты с постоянным углом места начальная ошибка встреливания велика и для ее отработки требуется значительное время.

При одном и том же значении начальной ошибки встреливания время переходного процесса системы определяется параметрами звеньев контура управления, включая характеристики самой ракеты, и в первую очередь по располагаемым перегрузкам.

Максимальный угол места и курсовой угол зоны поражения. Время отработки начальной ошибки прицеливания определяет не всю поверхность ближней границы зоны поражения, а лишь ее часть, примыкающую к комплексу. Положение других участков этой поверхности, фиксируемых максимальными значениями угла места ε_{max} и курсового угла q_{max}, зависит от следующих факторов:

соотношения потребных и располагаемых перегрузок ракеты;

согласования неконтактного взрывателя и боевой части при заданных условиях встречи;

соотношения времени боевого действия ракеты и полетного времени до точки встречи;

увеличения ошибок наведения из-за нарушения устойчивости контура управления ракетой;

ограничения угла сопровождения цели радиолокационной станцией в угломестной плоскости;

ограничения текущего пеленгационного угла цели максимально возможным отклонением антенны головки самонаведения от продольной оси ракеты;

ограничения угла упреждения кинематической траектории относительно линии визирования цели и т. д.

Максимальные угол места ε_{max} и курсовой угол q_{max} ближней границы зоны поражения определяются, как правило, не всей совокупностью перечисленных выше факторов, а некоторыми из них, свойственными данному типу комплекса.

В общем случае величина максимального курсового угла q_{max}, при котором возможно уничтожение цели с заданной вероятностью, должна быть значительно больше 90°, т. е. зенитный ракетный комплекс должен поражать воздушные цели не только при стрельбе навстречу, но и вдогон.

Стрельба навстречу (рис. 7.10, *а*) является основным видом стрельбы зенитными управляемыми ракетами, так как только при такой стрельбе обеспечивается своевременное уничтожение цели.

При стрельбе вдогон ракета и цель подходят к точке встречи на попутных курсах (рис. 7.10, *б*). Такие условия

встречи имеют место, начиная с некоторого курсового угла $q_{пр}$, зависящего для данного комплекса от курсового параметра и скорости движения цели.

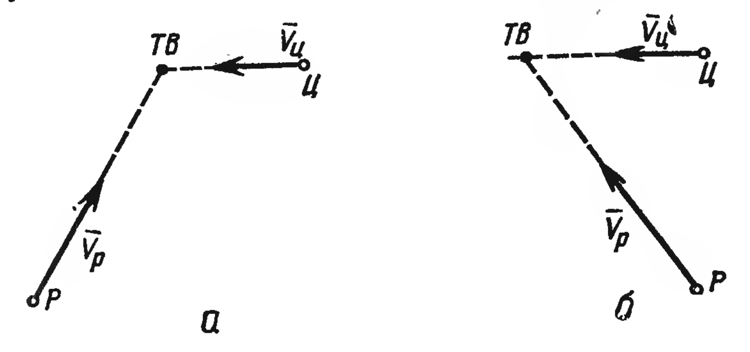


Рис. 7.10. Стрельба навстречу (*а*) и вдогон (*б*)

Обстрел маневрирующей курсом цели часто сводится к стрельбе вдогон. На рис. 7.11 горизонтальная плоскость SOP соответствует заданной высоте полета цели. Предпо-

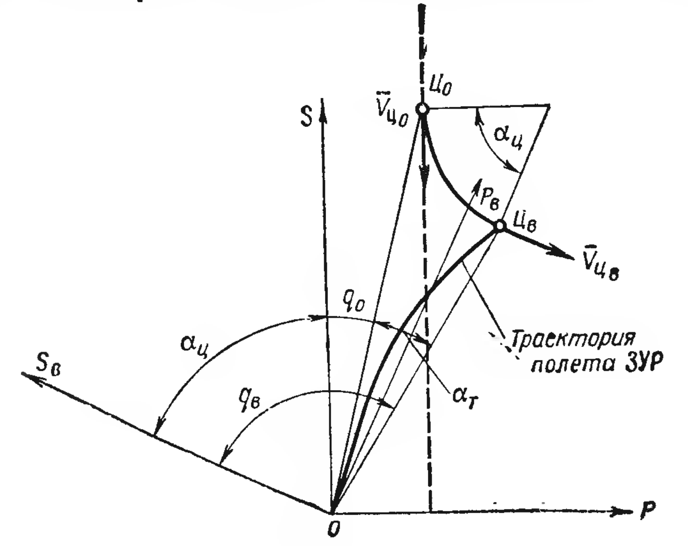


Рис. 7.11. Случай стрельбы вдогон

ложим, что момент пуска ракеты выбран из условия обстрела цели навстречу. Положение цели и направление ее скорости в момент пуска обозначены точкой $Ц_0$ и вектором $\bar{V}_{ц_0}$. После пуска ракеты цель начала осуществлять плоский вираж в сторону увеличения курсового параметра. За время

полета ракеты до точки встречи $Ц_в$ направление вектора скорости цели (соответственно и направление осей OS и OP) изменилось на угол $\alpha_ц$. Курсовой угол цели возрос на величину $\alpha_ц+\alpha_т$ (угол $\alpha_т$ характеризует изменение положения цели).

Таким образом, курсовой угол цели в районе точки встречи будет равен $q_в=q_0+\alpha_ц+\alpha_т$.

Если за полетное время ракеты до точки встречи самолет способен осуществить разворот по курсу на такой угол $\alpha_ц$, при котором $q_в$ становится больше $q_{пр}$, то стрельба по цели сводится к стрельбе вдогон. Следовательно, увеличение максимального курсового угла зоны поражения необходимо для снижения эффективности маневра цели курсом против стрельбы.

О нижней границе зоны поражения комплекса

Положение нижней границы зоны поражения в значительной степени определяется конструктивными особенностями комплекса, характеристиками метода наведения и системы управления, параметрами неконтактного взрывателя, возможностью работы радиолокационных средств по низколетящим целям и т. д. Для поражения воздушной цели на малой высоте необходимо:

обнаружить цель радиолокационной станцией на требуемой дальности;

обеспечить наведение ракеты на цель с достаточной точностью, исключив возможность ее столкновения с землей;

исключить влияние земли на работу неконтактного взрывателя (обеспечить его срабатывание по цели).

Обнаружение цели на малых высотах. Способность электромагнитных волн огибать выпуклую поверхность Земли на метровом и особенно на дециметровом и сантиметровом диапазонах волн выражена весьма слабо. Кривизна земной поверхности ограничивает дальность радиолокации дальностью прямой видимости (рис. 7.12).

Дальность прямой видимости в километрах

$$D_{пр.\,вид}=3{,}57\left(\sqrt{h}+\sqrt{H}\right), \qquad (7.6)$$

где h — высота антенны радиолокационной станции, м;
H — высота полета цели, м.

С учетом нормальной рефракции (отклонения радиолуча от прямолинейного пути в среде с переменным коэффициентом преломления) формула (7.6) примет вид

$$D_{пр.\,вид}=4{,}12\left(\sqrt{h}+\sqrt{H}\right). \qquad (7.7)$$

При рефракции дальность радиолокационного горизонта возрастает в среднем на 15% по сравнению с дальностью оптического горизонта.

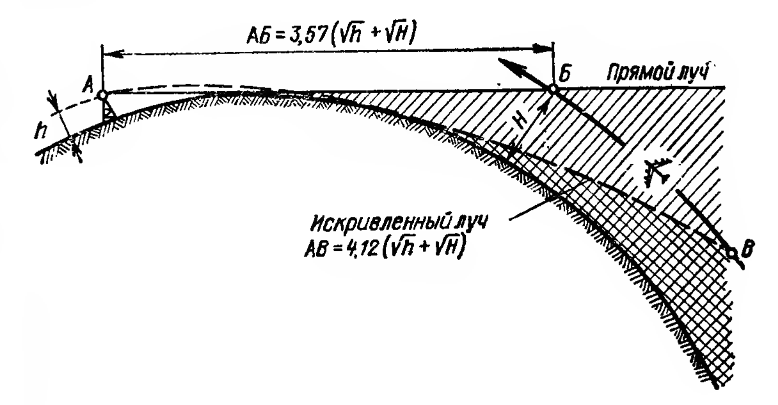


Рис. 7.12. Дальность прямой видимости

Полагая $h=0$, по формуле (7.7) можно найти величину понижения поверхности Земли относительно горизонта:

$$h_п=\frac{D^2}{4{,}12^2}=\frac{D^2}{16{,}97}, \qquad (7.8)$$

где $h_п$ — понижение горизонта, м;
D — дальность, км.

Результаты расчета зависимости (7.8) сведены в табл. 7.2.

Таблица 7.2

Дальность, км	5	10	15	20	30	40	50
Понижение горизонта, м	1,5	6,0	13,3	23,7	53,3	94,7	147,9

Большое влияние на дальность обнаружения низколетящих целей оказывают углы закрытия РЛС. Рельеф местности и местные предметы, создающие положительные углы закрытия, являются экраном электромагнитной энергии. За ними образуется область радиотени, в которой цели не обнаруживаются (рис. 7.13).

Зависимость дальности обнаружения от угла закрытия (укрытия) и высоты полета цели находится из формулы

$$\varepsilon_{укр}=\arcsin\left(\frac{H}{D}-\frac{D}{2R_З}\right), \qquad (7.9)$$

где $\varepsilon_{укр}$ — угол закрытия антенны радиолокационной станции;

H — высота полета цели, км;

D — дальность обнаружения радиолокационной станции при данном угле закрытия, км;

$R_з$ ($R'_з$) — радиус Земли, равный 6370 км (с учетом нормальной рефракции он принимается равным 8500 км).

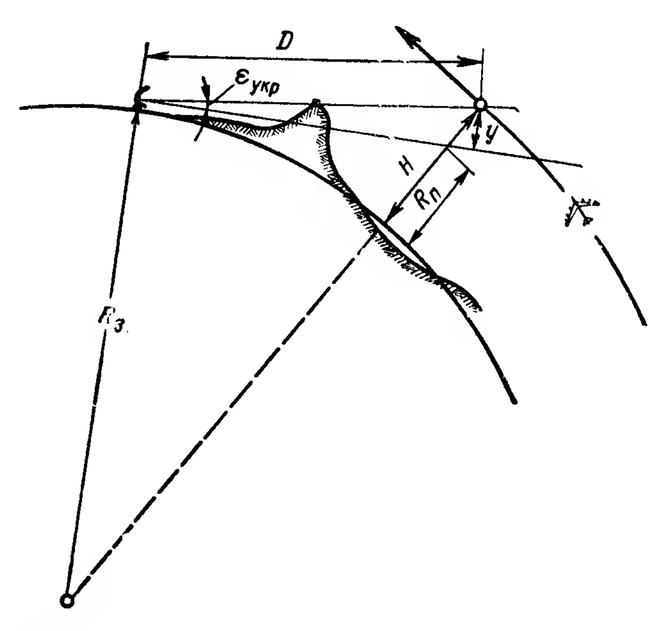


Рис. 7.13. Влияние угла закрытия на дальность прямой видимости

Преобразовав формулу (7.9), имеем

$$D^2 + D \cdot 2R'_з \sin \varepsilon_{укр} - 2R'_з H = 0. \quad (7.10)$$

Решая уравнение (7.10), получим

$$D = -R'_з \sin \varepsilon_{укр} + \sqrt{(R'_з \sin \varepsilon_{укр})^2 + 2R'_з H}. \quad (7.11)$$

Формула (7.11) определяет дальность обнаружения низколетящих целей без учета потенциала радиолокационной станции, т. е. дальность прямой видимости при заданных углах закрытия антенны РЛС.

Дальности обнаружения в километрах (с учетом нормальной рефракции) для различных углов укрытия и высоты полета цели, вычисленные по формуле (7.11), приведены в табл. 7.3.

Таблица 7.3

$\varepsilon_{укр}$	Высота ($H - h$), м					
	20	50	100	300	500	1000
0°	18	29	41	71,4	92,2	130,3
15′	3,3	9,2	18	43	62	98
30′		3,8	10	28	44	75
1°			5,3	16	26	49
2°				8,3	14	27

Из табл. 7.3 видно, что даже небольшие углы закрытия приводят к резкому сокращению дальности обнаружения целей на малых высотах. При выборе позиций для развертывания радиолокационной станции вопросу обеспечения малых углов закрытия должно уделяться особое внимание. При неблагоприятной местности увеличение дальности прямой видимости достигается подъемом передающей и приемной антенн на насыпи, мачты или эстакады.

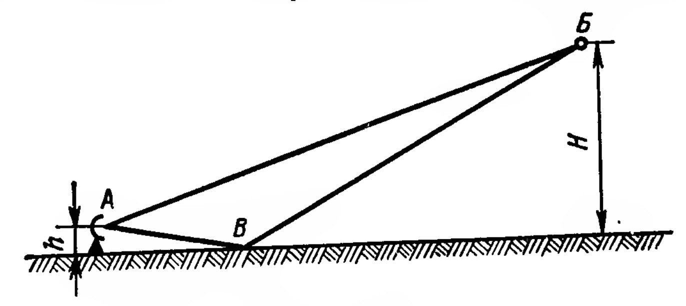


Рис. 7.14. Интерференция радиоволн, распространяющихся двумя путями

На дальность радиолокации при работе по низколетящим целям оказывает влияние не только кривизна Земли, но и возникающее при этом явление интерференции радиоволн. На рис. 7.14 показано, что электромагнитные волны, излученные антенной, размещенной в точке A, достигают точки $Б$ двумя путями: путем $AБ$ и путем $AВБ$. Так как цель (точка $Б$) находится на значительном расстоянии от антенны радиолокационной станции, то можно считать лучи $AБ$ и $ВБ$ практически параллельными. Амплитуда результирующего сигнала в точке $Б$ зависит от значения амплитуд прямой и отраженной волн и соотношения их фаз.

Диаграмма направленности радиолокационной станции в вертикальной плоскости из-за влияния Земли имеет лепестковый характер. При угле места $\varepsilon=0$ напряженность электрического поля $E=0$. Количество дополнительных максимумов и минимумов зависит от свойств земной поверхности, высоты антенны и длины волны. Изрезанность диаграммы направленности при малых углах места особо характерна для станций сантиметрового диапазона.

Дальность радиолокации с учетом влияния Земли

$$D_{\text{РЛС}}=R_{\max}f(\theta,\ \varphi)\,2\sin\left(\frac{2\pi}{\lambda}h\sin\varepsilon\right),$$

где $R_{\max}$ — максимальная дальность обнаружения в направлении максимума главного лепестка диаграммы направленности (определяется по формуле радиолокации);

$f(\theta,\ \varphi)$ — нормированная диаграмма направленности антенны в свободном пространстве по напряженности поля;

$\theta,\ \varphi$ — углы, определяющие направление на цель в сферической системе координат, связанной с антенной;

λ — длина волны.

При изменении угла места ε интерференционный множитель

$$K_з=2\sin\left(\frac{2\pi}{\lambda}h\sin\varepsilon\right)$$

изменяется от нуля до двух.

Поэтому дальность обнаружения в направлениях нечетных значений n, найденных из уравнения

$$\sin\varepsilon=n\frac{\lambda}{4h},$$

где $n=0,\ 1,\ 2,\ \ldots$, возрастает в два раза по сравнению с дальностью в свободном пространстве, а в направлениях четных значений падает до нуля. Зона обнаружения изрезана аналогично диаграмме направленности антенны (рис. 7.15).

Значению $n=1$ соответствует угол места максимума нижнего лепестка:

$$\varepsilon_{n=1}\approx15\frac{\lambda}{h},$$

где $\varepsilon_{n=1}$ — угол места, град.

Низколетящие цели обнаруживаются в основном нижним лепестком. Поэтому для увеличения дальности обнаружения целей на малых высотах, так же как и для увеличения дальности прямой видимости при заданных углах закрытия, необходимо в определенных пределах увеличивать высоту расположения антенны над земной поверхностью.

Особенностью работы радиолокаторов по низколетящим целям является также наличие мешающего фона из-за влияния Земли и местных предметов. Селекцию сигналов цели на фоне помех (отражений от местных предметов) наиболее трудно осуществить в приземном слое атмосферы, насыщенном парами воды и пылью и имеющем неравномерное распределение температур и влажности. При использовании им-

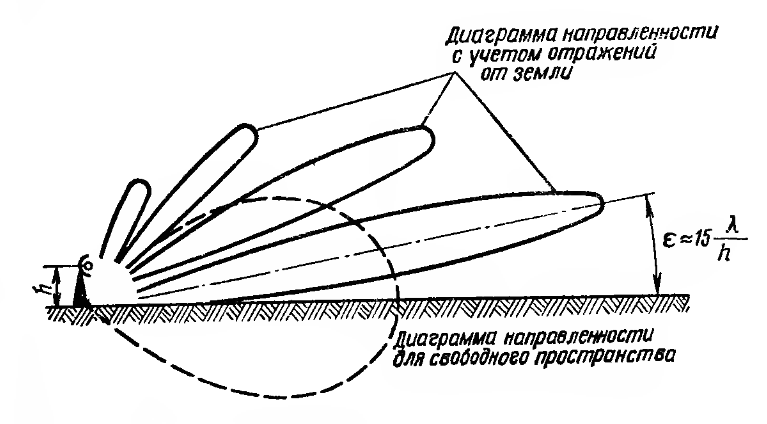


Рис. 7.15. Диаграмма направленности при наличии отражений от поверхности земли

пульсных станций такая атмосфера из-за неравномерности коэффициента преломления частично разрушает радиолокационный сигнал. Более просто решается задача селекции низколетящих целей при использовании станций непрерывного излучения (ЗРК «Хок»). Однако для таких станций характерна другая трудность — обеспечение требуемой развязки передающего и приемного каналов.

Противоракетный маневр. Гарантированная зона пуска

Для снижения эффективности боевого применения зенитных ракетных комплексов пилотируемые и беспилотные СВН могут применять противоракетный маневр. Вид, параметры и начало противоракетного маневра планируются заранее, исходя из особенностей группировки зенитных ракетных комплексов и решаемых задач СВН, или в ходе налета по информации, получаемой экипажем, об этапах работы ЗРК (облучение самолета, старт ЗУР и т. д.).

Противоракетный маневр по времени и месту выполнения можно разделить на маневр против управления и маневр против стрельбы.

Маневр против управления совершается до пуска ракеты с задачей резко осложнить управление огнем (оценку обстановки, целераспределение, целеуказание) и тем самым снизить количество стрельб зенитных ракетных комплексов по воздушным целям. Этот вид маневра может применяться как одиночными СВН, так и группами СВН, действия которых согласованы по времени.

Маневр против стрельбы совершается после пуска ЗУР с задачей избежать встречи с ней или снизить эффективность стрельбы. Для исключения встречи с ракетой летчик резким изменением направления и скорости полета самолета (пикирование, вираж в сторону увеличения курсового параметра со снижением высоты) пытается к моменту встречи с ЗУР выйти из зоны поражения зенитного ракетного комплекса. Решение этой задачи возможно, если время, необходимое самолету для выхода из зоны поражения, меньше полетного времени ЗУР до точки встречи. Наибольшим временем для выполнения маневра летчик располагает, если он начнет маневр в момент пуска ЗУР.

Гарантированной зоной пуска ЗУР принято называть область пространства, при нахождении цели в которой в момент пуска ЗУР обеспечивается ее встреча с целью в зоне поражения независимо от наличия и вида противоракетного маневра. Границы этой зоны определяются условием

$$t_в - \Delta t = t_{м.\,потр},$$

где $t_в$ — полетное время до точки встречи;

Δt — время, затрачиваемое экипажем на обнаружение пуска ракеты и ввод самолета в маневр;

$t_{м.\,потр}$ — время, потребное цели для выхода ее за границы зоны поражения путем резкого маневра.

Для каждой точки гарантированной зоны пуска

$$t_в \leqslant t_{м.\,потр} + \Delta t.$$

Зона поражения и соответствующая ей зона пуска по неманеврирующей цели симметричны относительно оси OS (рис. 7.16), а вынос по курсу цели дальней границы зоны пуска относительно дальней границы зоны поражения есть величина постоянная ($\Delta S = V_ц t_д$). При маневре цели в горизонтальной плоскости изменяется ее направление движения и курсовой параметр, а следовательно, разворачивается биссекторная плоскость зоны поражения. Положение дальней границы гарантированной зоны пуска при маневре цели в сторону увеличения параметра определяется потребным временем ее разворота на угол φ, величина которого пропорциональна курсовому параметру движения цели.

Радиус маневра (виража) цели $r_м$ определяется зависимостью

$$r_м = \frac{V_ц^2}{g\sqrt{n^2 - 1}}.$$

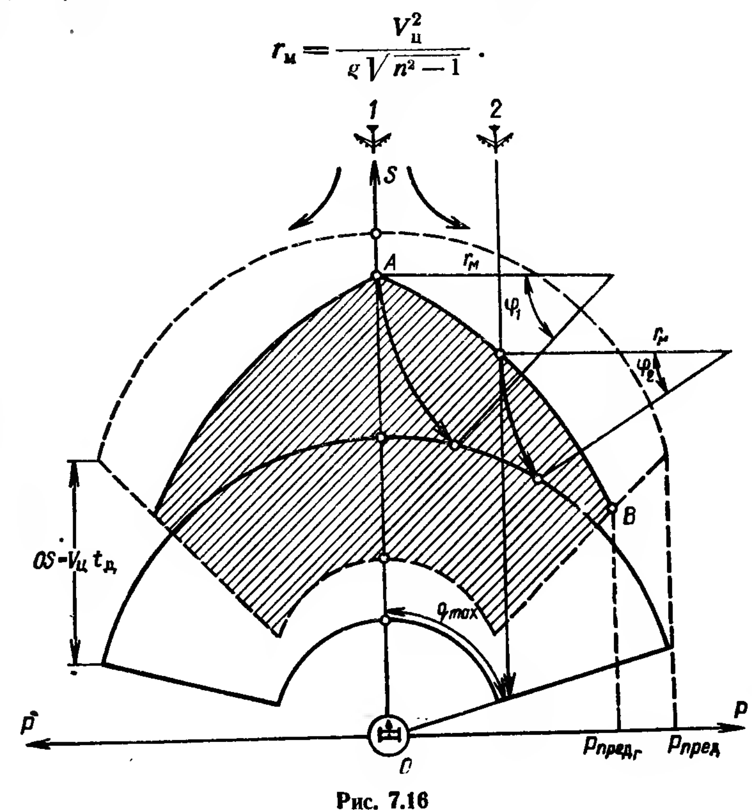


Рис. 7.16

Тогда угловая скорость разворота ω и потребное время $t_{м.\,потр}$ на изменение направления полета цели на угол φ соответственно равны

$$\omega = \frac{V_ц}{r_м} \text{ и } t_{м.\,потр} = \frac{\varphi}{\omega}.$$

Очевидно, чем больше начальный курсовой параметр движения цели, тем меньше требуемый угол разворота φ, а следовательно, и потребное время для выхода цели из зоны поражения. Дальняя граница зоны пуска (линия AB на рис. 7.16) смещается к зоне поражения. Для достижения встречи ракеты с целью, начинающей маневр после пуска ЗУР, пуск ракеты должен производиться при меньшей дальности до цели.

Аналогично произойдет смещение в сторону уменьшения дальности и ближней границы зоны пуска по маневрирующей цели.

Гарантированная зона пуска определяется границами пространства, которое перекрывается зонами пуска как для маневрирующих, так и для неманеврирующих целей (при пуске ЗУР неизвестно, будет ли цель совершать маневр для выхода из зоны поражения или продолжит прямолинейный полет). Для рассмотренного варианта маневра (вираж в сторону увеличения параметра) гарантированная зона пуска показана заштрихованной на рис. 7.16 областью.

Во всех случаях маневр против стрельбы нарушает установившийся режим наведения ЗУР и приводит к появлению ошибки в положении ракеты (телеуправление) или ее вектора скорости (самонаведение). Наиболее эффективен с точки зрения возрастания ошибки наведения ракеты в районе точки встречи с целью кратковременный маневр цели с максимальной перегрузкой, выполняемый за несколько секунд до встречи. Влияние такого вида маневра цели на результативность стрельбы в значительной мере исключается выбором оптимальных интервалов между пусками ЗУР при ведении огня по цели очередью ракет.

7.2. ВОЗМОЖНОСТИ ЗРК ПО ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОМУ ОБСТРЕЛУ ЦЕЛЕЙ

Возможности ЗРК по последовательному обстрелу целей, входящих в зону поражения, определяются его канальностью, продолжительностью цикла стрельбы и временем перезаряжания пусковых установок и подготовки ракет к старту.

Цикл стрельбы и его составляющие

Цикл стрельбы — совокупность операций боевой работы ЗРК и боевого расчета подразделения, выполняемых при обстреле одной цели. Он характеризуется временем занятости целевого канала комплекса при выполнении одной стрельбы по цели n ракетами. Это время включает время непосредственной подготовки стрельбы и время, необходимое на обстрел цели:

$$T_ц = t_{раб} + t_{об},$$

где $T_ц$ — продолжительность цикла стрельбы;
$t_{раб}$ — время непосредственной подготовки стрельбы;
$t_{об}$ — время, необходимое на обстрел.

Время непосредственной подготовки стрельбы, включающее время, необходимое на перенос огня, если время цикла стрельбы рассматривать как сумму времени на обстрел первой цели и перенос огня на вторую цель, зависит от особенностей функционирования и технических характеристик ЗРК, уровня подготовки операторов, а также условий стрельбы. Для обстрела цели ее необходимо обнаружить, взять на сопровождение, подготовить исходные данные для стрельбы, убедиться в готовности комплекса к пуску ЗУР. Если цель наблюдается на экране радиолокационной станции слежения (подсвета), это время будет минимальным. При необходимости отработки целеуказания и тем более поиска цели время непосредственной подготовки возрастает.

Время, необходимое на обстрел цели:

$$t_{об} = t_в + \tau (n - 1) + t_{оц},$$

где $t_в$ — полетное время ракеты до точки встречи;
τ — временной интервал между пусками ракет в очереди;
$t_{оц}$ — время оценки результатов стрельбы.

Полетное время ракеты $t_в$ для заданного ЗРК является функцией положения точки встречи в зоне поражения. Оно максимально при обстреле цели на дальней границе и минимально на ближней границе зоны поражения.

Временные интервалы между пусками ракет в очереди определяются не только характеристиками стартового оборудования, но и характеристиками других элементов ЗРК. При пуске по цели одной ракеты или при стрельбе залпом $\tau_и = 0$.

Факт поражения цели устанавливается по различным признакам, наблюдаемым на экранах индикаторов и других приборах пункта наведения в момент встречи ракеты с целью. Для оценки результатов стрельбы и приведения системы управления в исходное состояние требуется определенное время.

Время цикла стрельбы не является постоянной величиной и зависит от дальности до точки встречи, высоты и параметра движения цели, условий переноса огня, подготовки боевого расчета. Для характеристики пропускной способности обычно используется среднее значение цикла стрельбы.

Огневая производительность ЗРК (количество стрельб в единицу времени) определяет возможную плотность зенитного ракетного огня подразделения при отражении удара воздушного противника:

$$П_{ог} = \begin{cases} \dfrac{1}{T_ц} & \text{для одноканальных ЗРК;} \\ \dfrac{K}{T_ц} & \text{для многоканальных ЗРК,} \end{cases}$$

где K — число целевых каналов (число одноканальных по цели комплексов) ЗРК.

Если процесс боевой работы включает последовательные операции с наибольшей занятостью каждого целевого канала (комплекса) $t^* > T_ц/K$, то

$$П_{ог} = \frac{1}{t^*}.$$

Последовательный обстрел целей до полного израсходования ракет, находящихся на пусковых установках, возможен, если временной интервал между целями $\Delta t_ц$ равен или больше соответственно $T_ц$ или $T_ц/K$.

После пуска ракет по цели пусковые установки необходимо зарядить. Время заряжания и подготовки ракет к пуску $T_{зар}$ будет влиять на возможности целевого канала по последовательному обстрелу цели, если

$$T_{зар} > \frac{N_р}{n} T_ц,$$

где $N_р$ — количество ракет на пусковых установках для данного целевого канала;

n — количество ракет в очереди при обстреле цели.

Возможности по переносу огня

Минимальный временной интервал между первой и второй целями $\Delta t_{1,2\,min}$, при котором возможен их последовательный обстрел за счет использования глубины зоны пуска, может быть значительно меньше цикла стрельбы. Перенос огня на вторую цель возможен, если временной интервал между целями (рис. 7.17, *а*)

$$\Delta t_{1,2} \geqslant \Delta t_{1,2min} = (T_{об1} + T_{п2} + t_{и2}) - T_{пр2},$$

где $T_{пр}$ — время пребывания цели в зоне пуска.

Время $T_{пр}$ для заданного ЗРК есть функция высоты, курсового параметра и скорости цели. Оно превосходит время пребывания цели в зоне поражения $T_{пор}$ на разность полетного времени ракеты до дальней и ближней границ зоны поражения:

$$T_{пр} = T_{пор} + (t_д - t_б).$$

Возможность целевого канала ЗРК по повторному обстрелу одной и той же цели ($\Delta t_{1,2} = 0$) определится условием

$$T_{об} + t_и \leqslant T_{пр}.$$

Перенос огня на третью цель, т. е. двукратный перенос огня, возможен, если временной интервал между второй и третьей целями (7.17, *б*):

$$\Delta t_{2,3} \geqslant \Delta t_{2,3\,min} = (T_{ц1} + T_{ц2} + t_{и3}) - (T_{пр\,3} + \Delta t_{1,2}).$$

При сопровождении цели ЗРК текущие координаты точки встречи, как правило, автоматически вычисляются и отображаются на экранах индикаторов. Пуск ракеты по цели производится при нахождении точки встречи в границах зоны

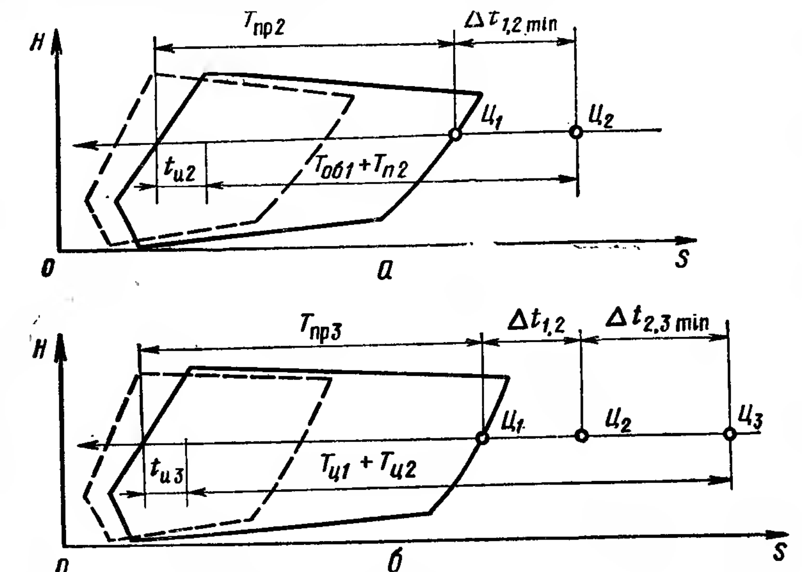


Рис. 7.17. К определению возможности однократного и двукратного переноса огня

поражения. Следовательно, в процессе боевой работы данное условие после выполнения всех операций переноса огня определяет возможность уничтожения цели.

7.3. РУБЕЖ ВЫПОЛНЕНИЯ ЗАДАЧИ И ВОЗМОЖНОСТИ ЗРК ПО ПРИКРЫТИЮ

Рубеж выполнения задачи

Защита обороняемых объектов от ударов воздушного противника достигается его уничтожением на подступах к объектам до рубежа выполнения задачи (РВЗ).

Рубежом выполнения задачи воздушным противником называется рубеж, достигнув которого пилотируемые СВН могут нанести поражение объекту средствами, не уничтожаемыми ЗРК, а беспилотные СВН — при их уничтожении.

Удаление РВЗ от объекта определяется по формуле

$$R_{рвз} = r_{об} + R_{пор} + A,$$

где $r_{об}$ — радиус обороняемого объекта;

$R_{пор}$ — радиус эффективного действия по объекту применяемого противником средства поражения;

A — относ бомбы.

Относ бомбы (рис. 7.18) зависит от высоты и скорости полета цели, а также от баллистических свойств самой бомбы. В диапазоне возможных высот и скоростей полета, например, современных самолетов величина относа бомбы изменяется от 3,5 км при $H_ц=1{,}0$ км и $V_ц=280$ м/с до 28 км при $H_ц=20$ км и $V_ц=700$ м/с.

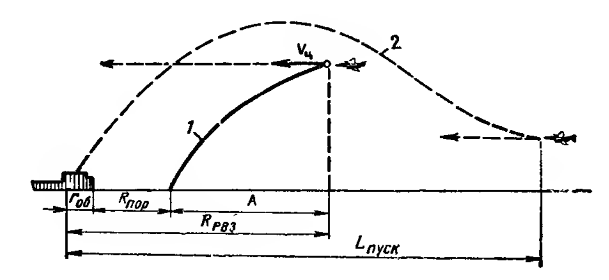


Рис. 7.18. К пояснению рубежа выполнения задачи:
1 — траектория полета бомбы; *2* — траектория полета КР

При применении противником для поражения объекта управляемых ракет (УР), не уничтожаемых ЗРК, величина $R_{РВЗ}$ определяется дальностью их пуска $L_{пуск}$.

Уничтожение крылатых ракет должно осуществляться на безопасном удалении от объекта.

Возможности ЗРК по прикрытию

Пространственные возможности зенитного ракетного комплекса по уничтожению воздушных целей с учетом вероятности стрельбы определяет зона поражения ЗРК. Она характеризует предельные дальности и высоты стрельбы комплекса. Горизонтальное сечение зоны поражения при стрельбе навстречу определяется тремя параметрами: горизонтальной дальностью до дальней границы $d_д$, горизонтальной дальностью «мертвой воронки» $d_б$ и максимальным курсовым углом зоны поражения q_{max}. Биссекторная плоскость зоны поражения всегда параллельна курсу цели.

Пример. Подразделение, на вооружении которого состоит ЗРК, имеет боевую задачу не допустить удара воздушного противника по объекту, т. е. уничтожить противника до РВЗ. Известны радиус рубежа выполнения задачи $R_{РВЗ}$ и параметры зоны поражения $d_д$ и q_{max}. Необходимо определить угол $2\varphi_{max}$, т. е. наибольшую величину сектора прикрытия объекта одним ЗРК.

Данному значению угла соответствует вполне определенное удаление позиции подразделения от обороняемого объекта $R^*_{СП}$.

Решение.

Расчет угла $2\varphi_{max}$ сводится к трем случаям.

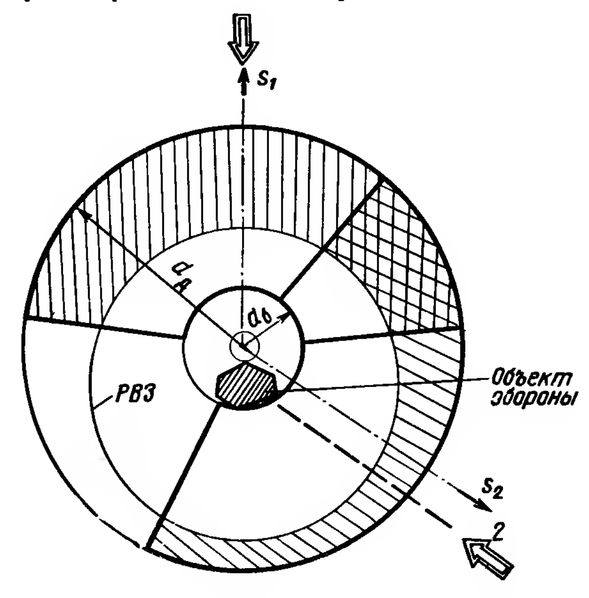


Рис. 7.19. Круговое прикрытие объекта до РВЗ

Первый случай — горизонтальная дальность до дальней границы зоны поражения $d_д$ больше радиуса рубежа выполнения задачи $R_{РВЗ}+r_{об}$. Тогда ЗРК, развернутый у границ объекта, способен его прикрыть при налетах воздушного противника со всех направлений, т. е. $2\varphi_{max}=360°$.

Сказанное иллюстрируется рис. 7.19, на котором для направлений налета *1* и *2* показаны зоны поражения ЗРК и их вынос за РВЗ (условие на величину выноса пока не накладывается).

Второй случай — горизонтальная дальность $d_д$ (рис. 7.20) меньше радиуса $R_{РВЗ}$, но больше некоторого значения, равного $R_{РВЗ}\cos q_{max}$.

Максимальная величина сектора прикрытия обеспечивается при расположении ЗРК на середине хорды длиной $2d_д$ окружности радиуса $R_{РВЗ}$:

$$2\varphi_{max}=\arcsin\frac{d_д}{R_{РВЗ}}.$$

При этом

$$R^*_{СП}=\sqrt{R^2_{РВЗ}-d^2_д}.$$

Третий случай — горизонтальная дальность $d_д \leqslant R_{РВЗ} \times \times \cos q_{max}$ (рис. 7.21).

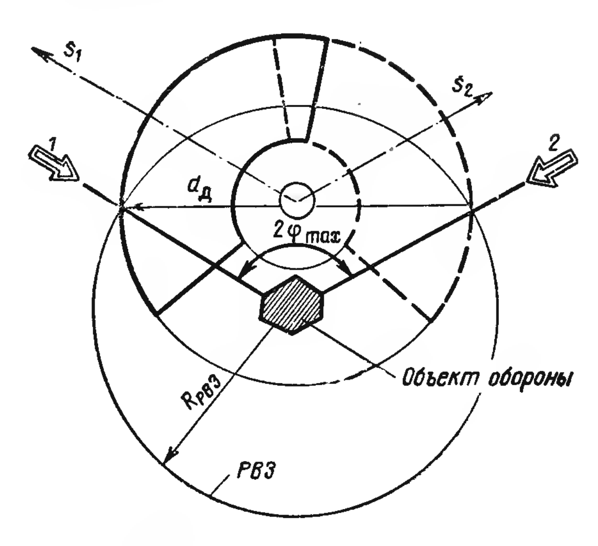


Рис. 7.20. К определению $2_{\varphi\ max}$ (второй случай)

Для направления налета *1* в точке *а* (пересечение курса цели с РВЗ) отложим угол q_{max} и отрезок *ао*, равный $d_д$.

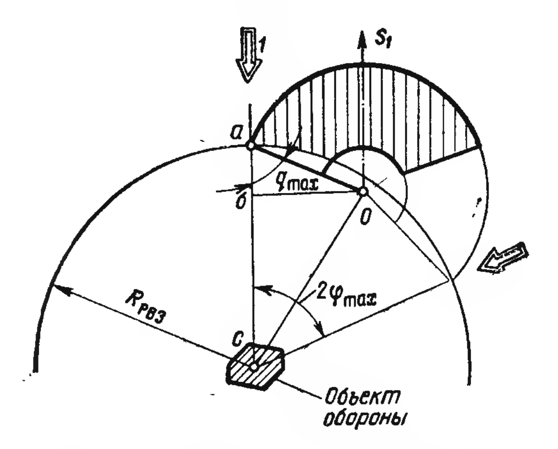


Рис. 7.21. К определению $2_{\varphi\ max}$ (третий случай)

Очевидно, точка *о* определяет положение ЗРК относительно объекта, а отрезок *об* — предельный параметр зоны поражения.

Из геометрических соотношений

$$\varphi_{max} = \operatorname{arcctg}\left(\frac{R_{РВЗ}}{d_д \sin q_{max}} - \operatorname{ctg} q_{max}\right).$$

При этом

$$R^*_{СП} = \frac{d_д \sin q_{max}}{\sin \varphi_{max}}.$$

Порядок оценки максимального угла прикрытия $2\varphi_{max}$ не изменится, если наложить определенное условие на величину выноса зоны поражения за рубеж выполнения задачи. При этом условии в расчетных формулах величину радиуса $R_{РВЗ}$ необходимо увеличить на соответствующую величину.

Нетрудно показать, что при изменении удаления ЗРК относительно объекта в ту или другую сторону по сравнению с $R^*_{СП}$ величина угла прикрытия 2φ будет уменьшаться. Таким образом, угол $2\varphi_{max}$ определяет предельные возможности ЗРК по прикрытию объекта, т. е. по обстрелу целей до РВЗ при налете воздушного противника на объект с любого направления.

Зона обороны зенитного ракетного комплекса

При борьбе с аэробаллистическими целями высота их полета может значительно превосходить верхнюю границу зоны поражения зенитного ракетного комплекса. В этом случае

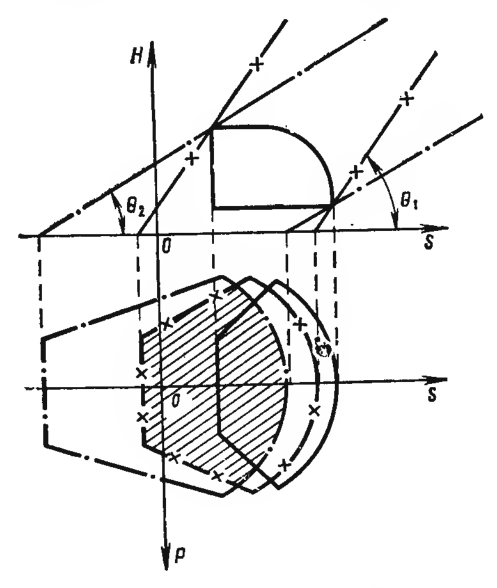


Рис. 7.22. Зона обороны ЗРК

прикрытие объекта достигается уничтожением целей на нисходящем участке их траектории полета. Геометрическое место возможных точек падения аэробаллистических целей, траектории которых проходят через зону поражения зенитного ракетного комплекса, принято называть **зоной обороны комплекса.** Следовательно, зона обороны зенитного ракетного комплекса — это участок территории, прикрываемый комплексом от ударов средств воздушного нападения, совершающих полеты по баллистическим траекториям. Ее размеры, форма, положение границ определяются пространственными характеристиками зоны поражения зенитного ракетного комплекса, направлением полета и углами падения θ аэробаллистических целей (рис. 7.22). Защита объекта конкретным зенитным ракетным комплексом обеспечивается лишь в том случае, если его зона обороны накрывает объект при всех возможных углах падения и направлениях удара аэробаллистических целей и гарантирует их уничтожение на безопасных удалениях от объекта.

8. ПОДГОТОВКА СТРЕЛЬБЫ И ВЕДЕНИЕ ОГНЯ ПО ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ ЗЕНИТНЫМИ УПРАВЛЯЕМЫМИ РАКЕТАМИ

8.1. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ПОДГОТОВКА СТРЕЛЬБЫ

Предварительная подготовка стрельбы с особой тщательностью проводится в целях обеспечения готовности зенитного ракетного подразделения (батареи, дивизиона) к эффективному выполнению задач по уничтожению средств воздушного нападения и завершается до получения подразделением задачи с вышестоящего командного пункта или до самостоятельного принятия командиром решения на обстрел воздушной цели.

Объем, содержание и порядок проведения предварительной подготовки стрельбы зависят от особенностей зенитного ракетного комплекса и условий обстановки. По времени выполнения она условно может быть разделена на две группы: первая — мероприятия, выполняемые заблаговременно (при подготовке подразделения к бою); вторая — мероприятия, проводимые расчетом ЗРК в преддверии боя, т. е. после получения задачи на приведение подразделения в готовность к открытию огня и отражению удара воздушного противника.

Среди мероприятий первой группы особого внимания заслуживают:

топогеодезическое обеспечение стрельбы, определение данных для ориентирования ЗРК и ввода их в соответствующие устройства комплекса, а также систем разведки и управления;

оценка реализуемых зон видимости радиоэлектронных средств ЗРК и возможностей зенитного подразделения по уничтожению целей на малых высотах *.

К мероприятиям второй группы следует отнести:

перевод зенитного подразделения в готовность к бою;

изучение и оценку воздушной и помеховой обстановки;

оценку оптической видимости и уточнение направления на Солнце (для ЗРК, использующих оптические приборы);

* Здесь и далее и предельно малые высоты.

оценку готовности зенитного подразделения к стрельбе и принятие решения на уничтожение воздушной цели;

уяснение задачи, поставленной с вышестоящего КП, или самостоятельное принятие решения на уничтожение воздушной цели.

Топогеодезическое обеспечение стрельбы и ориентирование зенитного ракетного комплекса

Задачей топогеодезического обеспечения стрельбы зенитного подразделения является топогеодезическая привязка элементов боевого порядка и ориентиров, определение ориентирных направлений, расчет констант для взаимного ориентирования элементов ЗРК и выполнение работ, обеспечивающих функционирование комплекса в общей системе разведки воздушного противника и централизованного управления.

Для обеспечения стрельбы и управления в общем случае определяются:

координаты X и Y и абсолютные высоты точек стояния станции наведения ракет, а также станций разведки и целеуказания на основной и запасной позициях;

истинные азимуты (дирекционные углы) с исходных (опорных) точек на станцию наведения ракет (СНР), станцию разведки целей (СРЦ) и каждую пусковую установку, а также с этих элементов позиции на один-два ориентира;

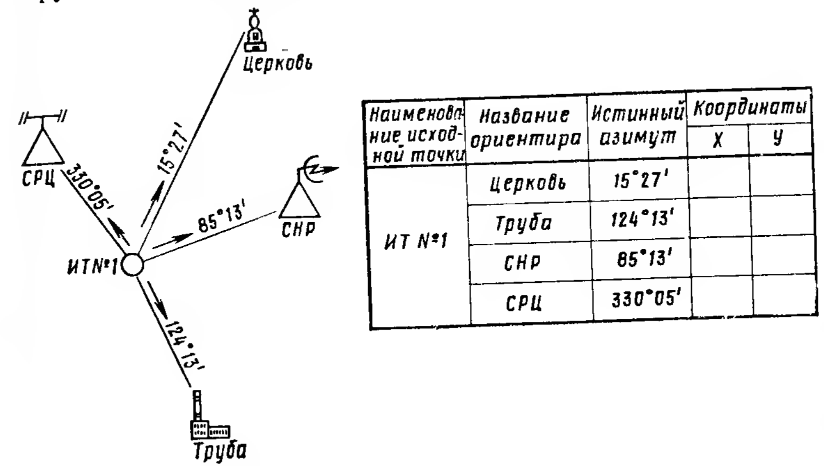
углы и расстояния для определения базы и азимута базы от СНР на каждую пусковую установку (ПУ);

константы для привязки к автоматизированным системам централизованного управления как при развертывании на основной позиции, так и при маневре подразделения на запасные.

Исходными данными для привязки элементов позиции зенитного подразделения являются координаты исходной (опорной) точки. Каждая опорная точка (одна-две на позицию) выбирается в радиусе 200—800 м от центра позиции так, чтобы с нее можно было обеспечить видимость антенн РЛС и хотя бы одной ориентирной точки.

Координаты исходной точки получают инструментально относительно пунктов геодезической сети. **Геодезическими пунктами** называются точки на земной поверхности, положение которых (координаты и высоты над уровнем моря) точно определено и прочно закреплено (обозначено) на местности. Списки координат геодезических пунктов имеются в виде так называемых каталогов пунктов. Азимуты (дирекционные углы) ориентирных направлений при исходных точках определяют относительно сторон геодезической сети астрономическим или гироскопическим способом. Результаты топопривязки заносят в огневую карточку (рис. 8.1).

При определении углов ориентирных направлений необходимо четко знать, какая система углов используется в конструктивных особенностях зенитного ракетного комплекса.



Наименование исходной точки	Название ориентира	Истинный азимут	Координаты X	Координаты У
ИТ №1	Церковь	15°27'		
	Труба	124°13'		
	СНР	85°13'		
	СРЦ	330°05'		

Рис. 8.1. К оформлению результатов топопривязки позиции

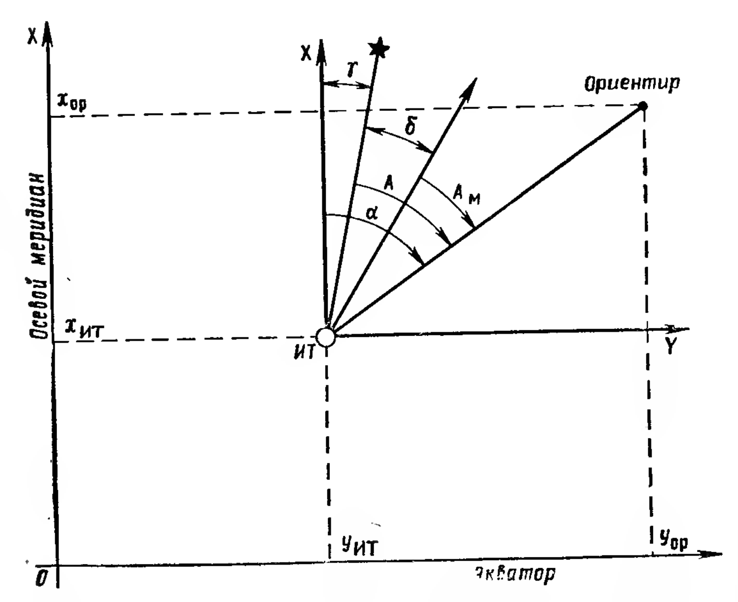


Рис. 8.2. Плоские прямоугольные координаты точек на земной поверхности, азимуты и дирекционный угол направления

В зависимости от того, какое направление принято за начальное, различают три вида углов: истинный азимут A, дирекционный угол α и магнитный азимут $A_м$ (рис. 8.2). В зе-

нитной артиллерии также еще применяют зенитный азимут и зенитный дирекционный угол.

Истинным азимутом называется угол в горизонтальной плоскости, измеряемый по ходу часовой стрелки от 0 до 360°, между северным направлением географического меридиана и направлением на определяемую точку.

Дирекционным углом называется угол в горизонтальной плоскости между северным направлением сетки карты и заданным направлением, отсчитываемый по ходу часовой стрелки от 0 до 360°.

Магнитным азимутом называется угол в горизонтальной плоскости, измеряемый по ходу часовой стрелки от 0 до 360°, между северным направлением магнитного меридиана (направлением магнитной стрелки) и направлением на определяемую точку.

Зенитный азимут и дирекционный угол отсчитывают от направления на юг против хода часовой стрелки.

Радиолокационные станции, как правило, ориентируют относительно истинного (географического) меридиана, а направление на цель определяют в истинных азимутах.

Угол между истинным меридианом точки и вертикальной линией сетки карты — **сближение меридианов** γ — зависит от удаления данной точки от осевого меридиана зоны и может иметь значения от 0 до $\pm 3°$. Угол между истинным и магнитным меридианами — **магнитное склонение** δ — проставляется на год обновления карты с указанием направления и величины годового изменения магнитного склонения.

При переходе от одного вида угла к другому пользуются формулами:

$$\alpha = A - \gamma;$$
$$\alpha = A_м - \gamma + \delta$$
$$A_м = A - \delta,$$

где восточные сближение меридианов γ и магнитное склонение δ учитываются со знаком «плюс», а западные — со знаком «минус».

Следовательно, для нахождения на местности истинного меридиана или дирекционного угла с помощью магнитной стрелки или буссоли (теодолита) необходимо учесть поправки, в частности магнитное склонение δ, которое непостоянно во времени. При этом следует знать, что на территории СССР, кроме Курской магнитной аномалии, имеются и другие районы, где пользоваться магнитной стрелкой для ориентирования, как показывает опыт, вообще нельзя.

После определения координат X, Y точек стояния РЛС, ПУ и других элементов позиции их высоты над уровнем моря находят либо по карте, либо по превышению высоты (h)

этих точек над исходным пунктом или каким-нибудь пунктом геодезической сети

$$h = d \operatorname{tg} \varepsilon,$$

где d — топографическое расстояние между точкой, высота которой определяется, и исходным геодезическим пунктом;

ε — угол места точки, измеренный на местности.

Очевидно, имея данные топопривязки элементов позиции, нетрудно провести ориентирование зенитного ракетного комплекса.

Порядок ориентирования СНР (РЛС) сводится к следующему. Приемопередающую кабину (установку) при развертывании точно устанавливают на привязанной точке на позиции и горизонтируют, затем оптическую ось антенны с помощью визира наводят на ориентир механизмом наведения по азимуту. После наведения антенны, не сбивая с места ее оптическую ось, устанавливают, используя точные шкалы отсчета (наборные поля) СНР (РЛС), азимут ориентира. Ориентирование проверяют наведением визира на второй ориентир, сравнивая результат отсчета с данными топопривязки. Аналогичным образом ориентируют пусковые установки или проводят взаимное ориентирование СНР и ПУ.

При маневре зенитных подразделений для топопривязки и ориентирования зенитного ракетного комплекса используют специальные машины с размещенной на них аппаратурой наземной навигации (топопривязчики). Работа навигационной аппаратуры сводится к непрерывному измерению проходимого машиной пути и дирекционного угла (истинного азимута) направления движения и вычислению на этой основе координат и направления продольной оси движущейся машины.

Сущность такого способа топопривязки занимаемой позиции состоит в определении исходных данных и вводе их перед маршем в навигационную аппаратуру, корректировании текущих координат через определенные расстояния пути и использовании данных топопривязки после занятия позиции для топографического обеспечения стрельбы ЗРК.

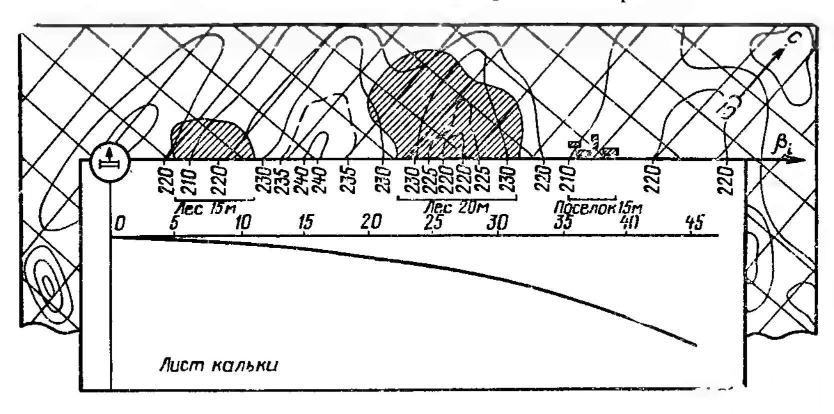
Исходные данные (координаты исходного пункта $X_{исх}$, $Y_{исх}$, направление α или A продольной оси топопривязчика, разность координат между исходным и конечным пунктами) определяют заблаговременно инструментально или с использованием контурных точек карты и буссоли (при меньших требованиях к точности). Таким же образом осуществляют и корректирование текущих координат через определенные участки пути. На занятой позиции вычисленные топопривяз-

Очевидно, что при изменении высоты антенны на величину $\Delta h_а$ (рис. 8.4) новое значение угла закрытия $\varepsilon_{закр\,1}$ определяется из выражения

$$\mathrm{tg}\,\varepsilon_{закр\,1} = \mathrm{tg}\,\varepsilon_{закр} - \frac{\Delta h_a}{R_{м\,п}}, \qquad (8.1)$$

где $\varepsilon_{закр}$ — угол закрытия без подъема антенны РЛС на высоту $\Delta h_а$;

$R_{м.\,п}$ — расстояние от РЛС до гребня закрытия.



а

б

Рис. 8.3. Построение профиля рельефа местности

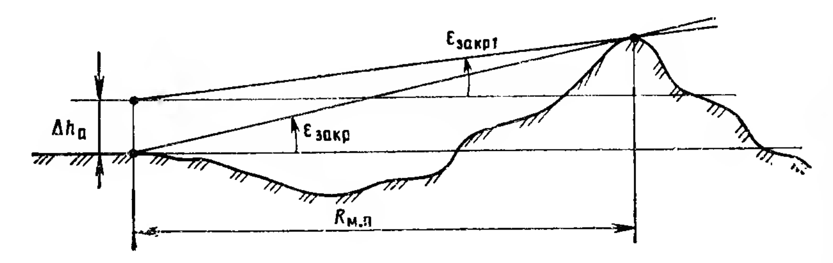


Рис. 8.4. К иллюстрации зависимости (8.1)

Разность между углами закрытия, рассчитанными по построенному профилю местности и измеренными непосредственно на местности, не должна превышать определенных пределов. При невыполнении этого условия углы оценивают повторно.

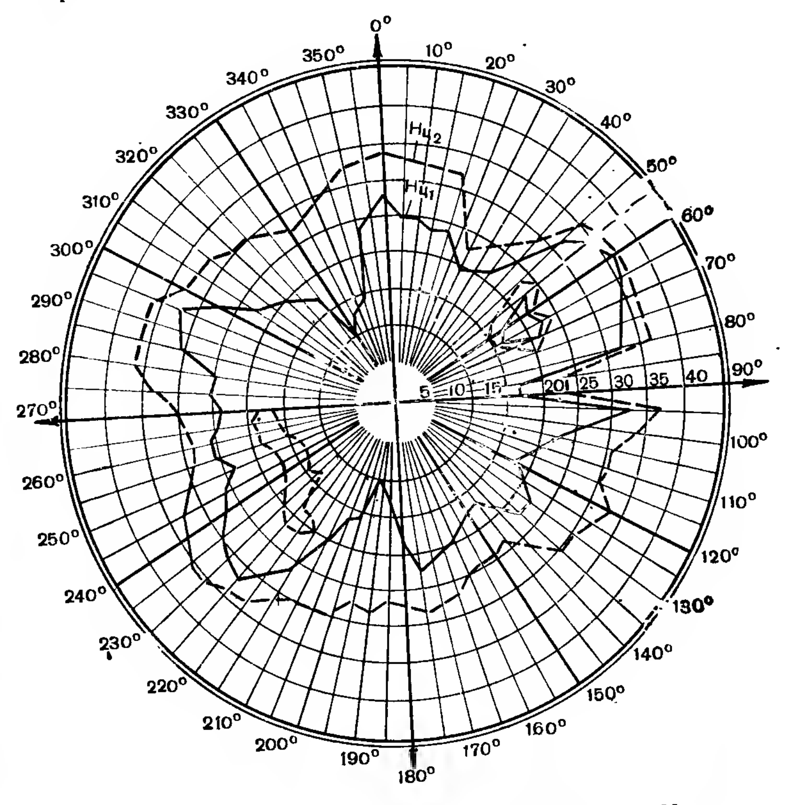


Рис. 8.5. Зона видимости РЛС на высотах $H_{ц_1}$ и $H_{ц_2}$

2. Определяют зоны видимости РЛС (СНР) на предельно малой и малой высотах, для чего проверяют условия наблюдаемости целей на различных высотах на каждом азимутальном направлении. Предельная дальность видимости целей ограничивается условием попадания каждой из них в зону видимости РЛС (СНР) при данном рельефе местности или потенциальными возможностями станции по обнаружению целей рассматриваемого типа. Значения дальностей видимости цели для каждой высоты ее полета при каждом азимуте записывают в таблицу. Графически зону видимости строят на масштабном азимутальном круге путем соединения соответствующих точек (рис. 8.5).

Расчетную зону видимости уточняют при облете РЛС (СНР) самолетами, вертолетами и другими средствами по маршрутам, обеспечивающим проверку наиболее характерных точек расчетных зон обнаружения целей на предельно малых и малых высотах.

3. После построения зоны видимости РЛС (СНР) с учетом профиля рельефа местности оценивают реализуемую зону огня зенитного подразделения при выполнении боевой задачи.

В подразд. 7.1 указывалось, что горизонтальное сечение зоны поражения ЗРК строится в параметрической системе координат и при ее биссектрисе, параллельной проекции курса цели на эту плоскость. При действии воздушного противника по объекту курсовые параметры целей могут принимать значения от нуля до максимального параметра зоны поражения ЗРК. При ударах по позиции зенитного подразделения параметр движения средства огневого подавления равен нулю. Следовательно, в общем случае размеры и конфигурация зоны огня должны анализироваться с учетом задач, к решению которых будет стремиться противник (удары по объекту, позиции подразделения и др.).

Исходными данными для такого анализа являются зона видимости РЛС (СНР) и направления (маршруты) полета СВН противника.

Реализуемые зоны поражения ЗРК определяют сравнением реализуемых дальностей видимости цели ($d_{зв}$) с требуемыми дальностями обнаружения цели ($d_{ц.\,тр}$).

Требуемая дальность обнаружения цели СНР для ее обстрела на дальней (ближней) границе зоны поражения равна

$$d_{ц.\,тр.\,д\,(б)} = \sqrt{\left[\sqrt{d^2_{д\,(б)} - P^2_ц} + V_ц\left(t_{раб} + t_{д\,(б)}\right)\right]^2 + P^2_ц}\,, \qquad (8.2)$$

где $d_{д(б)}$ — дальность до дальней (ближней) границы зоны поражения;

$P_ц$ — параметр движения цели относительно ЗРК;

$t_{раб}$ — работное время зенитного подразделения (с учетом времени обнаружения цели);

$t_{д(б)}$ — полетное время до дальней (ближней) границы зоны поражения.

При нулевом параметре движения цели ($P_ц = 0$) зависимость (8.2) имеет вид

$$d_{ц.\,тр.\,д\,(б)} = d_{д\,(б)} + V_ц\left(t_{раб} + t_{д\,(б)}\right).$$

Для оценки зоны огня при действии воздушного противника по обороняемому объекту необходимо от центра или от других характерных элементов объекта провести азимутальные направления (маршруты) и, используя масштабные чертежи реализуемых зон видимости РЛС (СНР), отметить

точки начала видимости воздушных целей. Для направлений (маршрутов), на которых дальность зоны видимости на заданной высоте больше или равна требуемой дальности обнаружения цели ($d_{з.\,в} \geqslant d_{ц.\,тр.\,д}$), зона поражения ЗРК реализуется полностью. На направлениях, где $d_{з.\,в} < d_{ц.\,тр.\,д}$, дальняя граница зоны поражения не реализуется, предельная дальность стрельбы ЗРК сокращается и определяется реализуемой дальностью видимости цели.

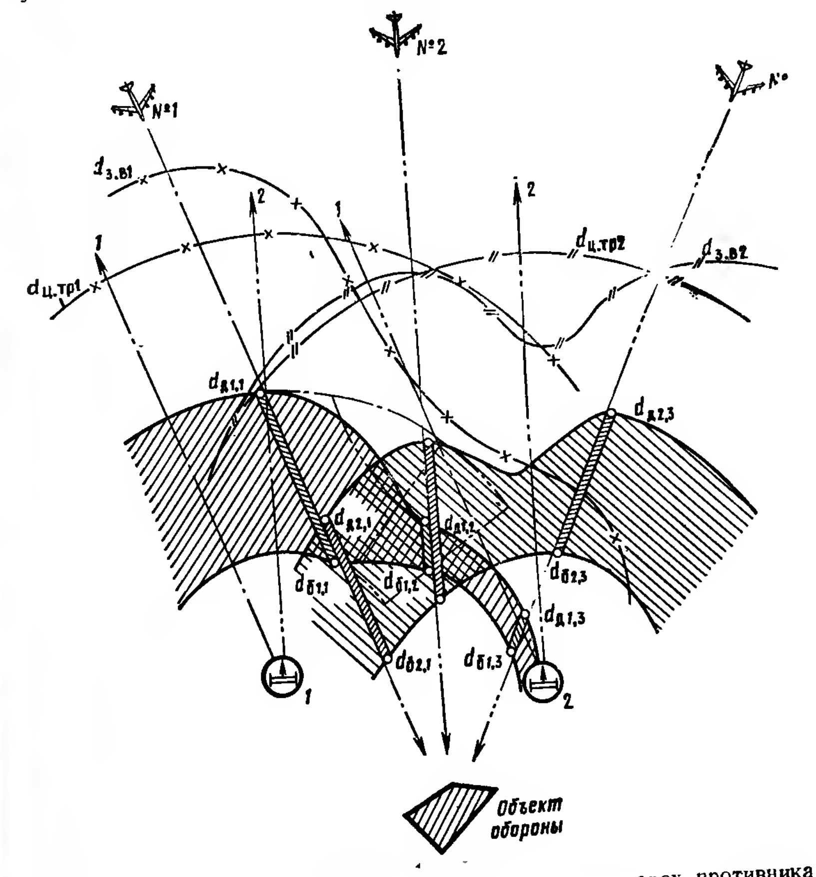


Рис. 8.6. К построению реализуемой зоны огня при ударах противника по объекту

На рис. 8.6 условно показаны рубежи зоны видимости 1-го и 2-го ЗРК ($d_{з.\,в1}$ и $d_{з.\,в2}$) и рубежи потребных дальностей обнаружения ($d_{ц.\,тр1}$ и $d_{ц.\,тр2}$) для обстрела цели на дальней границе зоны поражения при ударах противника по объекту. На направлении № 1 (для 1-го и 2-го ЗРК $d_{з.\,в} > d_{ц.\,тр.\,д}$) цели обстреливаются каждым комплексом на всей

глубине зоны поражения (на участках $d_{д1,1}d_{б1,1}$ и $d_{д2,1}d_{б2,1}$), при этом на участке $d_{д2,1}d_{б1,1}$ (в обозначениях первая цифра — номер ЗРК, вторая — номер направления) создается двухкратное перекрытие зон поражения. На направлении № 2 глубина зоны поражения 1-го ЗРК реализуется лишь частично ($d_{з.в1} < d_{ц.тр1}$), а 2-го ЗРК полностью и т. д.

Оценив возможности обстрела целей на всех направлениях, получим полное представление о размерах и характере зоны огня зенитных подразделений при решении задачи прикрытия объекта на предельно малых и малых высотах. Для упрощения решения задачи можно воспользоваться масштабными зонниками потребных дальностей обнаружения цели СНР.

Реализуемая дальность стрельбы ЗРК при $P_ц = 0$ (азимутальные направления проводятся от позиции), если определена зона видимости СНР, рассчитывается по формуле

$$d_{д.\,реал} = \begin{cases} d_д \text{ при } d_{з.\,в} \geq d_{ц.\,тр}; \\ d_{з.\,в} - V_ц (t_{раб} + t_в) \text{ при } d_{з.\,в} < d_{ц.\,тр}, \end{cases}$$

где $t_в$ — полетное время до точки встречи.

Полетное время $t_в$ само является функцией искомой дальности до точки встречи. Поэтому для определения реализуемой дальности стрельбы ЗРК предварительно составляется табл. 8.1, в которой для всего диапазона дальностей встречи $d_в$ ракеты с целью в зоне поражения от $d_б$ до $d_д$ указываются полетное время ракеты до точки встречи, дальность пуска ракеты $d_{пуск}$, потребные дальности обнаружения цели СНР (при заданном работном времени ЗРК) и СРЦ (для обнаружения цели СНР на требуемой дальности по данным СРЦ).

Зная реализуемую зону видимости СНР (СРЦ), необходимо войти в табл. 8.1 и определить дальность до точки встречи, т. е. предельную дальность стрельбы ЗРК.

Таблица 8.1

$d_в$	$t_в$	$d_{пуск} = d_в + V_ц t_в$	$d_{обнСНР} = d_{пуск} + V_ц t_{раб}$	$d_{СРЦ} = d_{обнСНР} + V_ц t_{ЦУ}$
$d_{в1} = d_б$	$t_1 = t_б$	$d_{пуск1} = t_{пуск\,б}$	$d_{обн\,СНР1}$	$d_{СРЦ1}$
...	...	...	...	...
$d_{вi}$	$t_{вi}$	$t_{пуск\,i}$	$d_{обн\,СНРi}$	$d_{СРЦi}$
...	...	...	...	...
$d_{вn} = d_д$	$t_{вn} = t_д$	$t_{пускn} = t_{пуск\,д}$	$t_{обн\,СНРn}$	$d_{СРЦ\,n}$

Наличие по каждому азимутальному направлению чертежа профиля местности и табл. 8.1 позволяет быстро определить минимальную высоту полета цели, при которой реализуется вся глубина зоны поражения. Эта высота соответствует условию

$$d_{з.\,в} = d_д + V_ц (t_{раб} + t_д).$$

Построение зон видимости РЛС и зон зенитного ракетного огня с учетом профиля рельефа местности по рассмотренной методике — достаточно трудоемкая задача. Время на ее решение существенно сокращается при использовании ЭВМ и специальных карт. После ввода в ЭВМ данных о рельефе местности, местных предметах и начальных условий становится возможным автоматизировать расчеты и графическое построение зон видимости при различных вариантах действий воздушного противника. Результаты расчетов зон видимости проверяют и уточняют при облете РЛС самолетами, вертолетами и другими средствами.

Перевод зенитного подразделения в готовность к бою

Станции разведки и целеуказания зенитных подразделений в зависимости от обстановки ведут разведку воздушного противника или включаются после вскрытия его возможного нападения. В последнем случае рубеж включения СРЦ (в наклонных дальностях до цели) определяется зависимостью

$$D_{вкл\,СРЦ} = \sqrt{\left(\sqrt{D^2_{обн\,СРЦ} - H^2} + V_ц t_{вкл\,СРЦ}\right)^2 + H^2},$$

где $D_{обн\,СРЦ}$ — возможная дальность обнаружения цели СРЦ;
H и $V_ц$ — соответственно высота и скорость полета цели;
$t_{вкл\,СРЦ}$ — время включения СРЦ.

Целеуказание зенитному ракетному комплексу выдается с вышестоящего командного пункта или от СРЦ зенитного подразделения. Элементы зенитного ракетного комплекса включаются на дальностях до целей, обеспечивающих их обстрел на дальней границе зоны поражения. Следовательно,

$$D_{вкл\,СНР} = \sqrt{[d_д + V_ц (t_{вкл\,СНР} + t_{раб} + t_д)]^2 + H^2}$$

и

$$D_{вкл.\,р.\,п} = \sqrt{[d_д + V_ц (t_{подг.\,р} + t_д)]^2 + H^2},$$

где $D_{вкл\,СНР}$ и $D_{вкл.\,р.\,п}$ — дальности включения соответственно СНР и ракет на подготовку;
$t_{вкл\,СНР}$ и $t_{подг.\,р}$ — соответственно время, потребное на включение СНР, и время подготовки ракеты;

$t_{раб}$ — работное время зенитного подразделения;

$t_д$ — полетное время ракеты на дальнюю границу зоны поражения с учетом задержки старта.

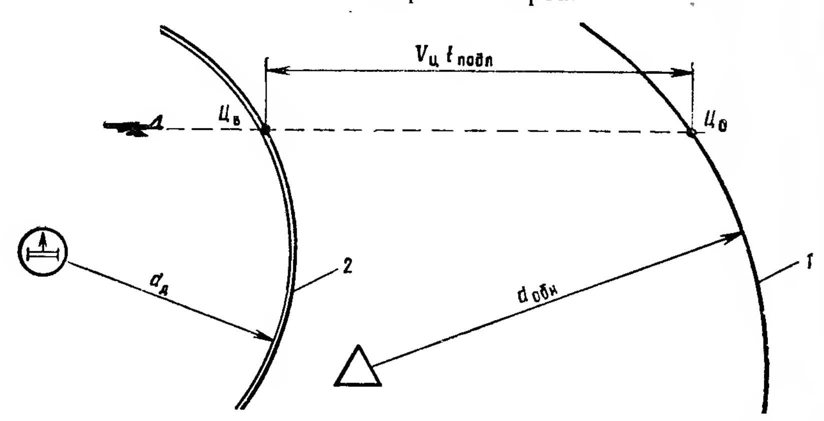


Рис. 8.7. Условия временного баланса для своевременного открытия огня

Располагаемое время для приведения зенитного подразделения в готовность к бою определяется подлетным временем воздушного противника, под которым понимается время полета целей с момента их обнаружения передовыми радиолокационными подразделениями до дальней границы зоны поражения.

На рис. 8.7 показаны рубеж *1* обнаружения цели и дальняя граница *2* зоны поражения зенитного ракетного комплекса. Подлетное время определяется расстоянием $Ц_0Ц_Б$ и скоростью полета цели. Очевидно, цель может быть обстреляна на дальней границе зоны поражения комплекса, если

$$t_{зап} + t_{вкл} + t_{раб} + t_д \leqslant t_{подл}, \qquad (8.3)$$

где $t_{зап}$ — время запаздывания в передаче команды на приведение подразделения в готовность к бою;

$t_{вкл}$ — время перевода зенитного подразделения из данного состояния в готовность к бою (время включения ЗРК);

$t_{подл}$ — подлетное время воздушного противника.

Для выполнения условия (8.3) необходимо увеличивать дальность разведки, а при заданных рубежах обнаружения целей зенитным подразделениям находиться в таком состоянии, переход из которого к открытию огня по времени включения не нарушал бы этого баланса.

Изучение и оценка воздушной и помеховой обстановки

Оценка общей воздушной и помеховой обстановки на этапе предварительной подготовки стрельбы включает изучение возможного характера и замысла действий противника, состава его сил и средств, диапазонов высот и основных направлений налетов, способов противодействия стрельбе, относительной важности целей. Она проводится и в ходе непосредственной подготовки стрельбы одновременно со всесторонней оценкой каждого назначенного с вышестоящего КП или самостоятельно выбранного для уничтожения СВН противника как цели для зенитного подразделения.

При оценке обстановки воздушные цели, учитывая особенности подготовки стрельбы и ведения огня по ним, разделяют по типу (самолеты, крылатые ракеты, вертолеты, беспилотные летательные аппараты, авиационные аэробаллистические ракеты, автоматические дрейфующие аэростаты и др.), по составу (одиночные, групповые, разделяющиеся, группы целей), по параметрам движения (низколетящие, высотные, скоростные, приближающиеся, удаляющиеся, барражирующие, маневрирующие, зависающие), по способу противодействия (постановщики радиоэлектронных помех, совершающие маневр, применяющие противорадиолокационные ракеты и т. д.), по месту и значимости в налете (ударные группы, самолеты РЭБ, группы огневого подавления, отвлекающие, ложные цели и др.).

Распознавание **типа цели** является сложной задачей. Следует считать, что воздушным противником в этом плане всегда будут приниматься определенные меры по дезинформации системы ПВО. Поэтому в каждой конкретной ситуации тип цели должен определяться на основе комплексного использования тех признаков, которые в данной обстановке обладают наибольшей информативностью и достоверностью. В качестве носителей информации могут быть энергетические характеристики и характеристики амплитудно-частотного спектра сигнала цели, траекторные характеристики движения цели, данные радиоразведки, телеоптического и визуального наблюдения целей и др.

При заданных энергетических характеристиках и длине волны радиолокационной станции дальность обнаружения цели определяется ее эффективной отражающей поверхностью, которая в основном зависит от геометрических размеров и конфигурации летательного аппарата, а также от свойств его материала. Следовательно, по дальности обнаружения цели РЛС можно сделать некоторые выводы о ее принадлежности к тому или иному типу средств воздушного нападения. В сантиметровом диапазоне волн по энергетическим возможностям РЛС дальности обнаружения истребителя-бом-

бардировщика и крылатой ракеты составляют примерно 0,7 и 0,25 дальности обнаружения бомбардировщика, а при равных дальностях до целей отраженные от них сигналы будут различны.

Траекторные характеристики, и в первую очередь скорость и высота полета, позволяют прогнозировать и уточнять тип цели. Так, крейсерская скорость вертолетов огневой поддержки примерно 290—300 км/ч (80—85 м/с), а автоматические дрейфующие аэростаты (АДА) как воздушные цели характеризуют большие высоты, малые скорости полета 30—60 м/с и стабильные направления движения.

При определении типа воздушной цели одновременно распознают и ее государственную принадлежность.

Оценка признаков принадлежности цели к тому или иному типу СВН во многом носит субъективный характер и требует высокого уровня подготовки и опыта боевого расчета.

Распознавание типа цели с помощью телеоптических каналов и визуальной разведкой, особенно при большой скорости ее полета, требует натренированности личного состава, знания им силуэтов СВН и опознавательных знаков самолетов различных государств.

Возможность определения **состава цели** зависит от разрешающей способности РЛС с учетом индикаторов, используемых для оценки воздушной обстановки, а также от натренированности операторов. Разрешающая способность, включая в себя понятие о разделении, означает способность определять количество целей (одна или более) в поле зрения РЛС. Координаты целей, измеряемые радиолокационными станциями, закодированы в параметрах принимаемых сигналов: дальность — во временной задержке, скорость — в доплеровском смещении частоты сигнала, угловые координаты — в модуляции, вносимой приемной антенной. На разрешающую способность РЛС в определенной степени оказывает влияние и индикатор через линейный размер отметки от цели $l_{отм}$, который зависит от длины развертки индикатора $l_р$, масштаба шкалы измеряемой координаты (максимального значения дальности, угла, скорости) $Д_{шк}$ и диаметра электронного пятна $d_п$:

$$l_{отм} = \frac{Д_{шк}}{l_р} d_п.$$

Одиночной целью называется цель (самолет или другое СВН), наблюдаемая на экранах индикаторов РЛС, в том числе на индикаторе с наибольшей разрешающей способностью, в виде одной отметки. Сигналы, отраженные от одиночных целей, как правило, подвержены незначительному федингу, не дробятся, а при взятии на автоматическое сопровождение (АС) имеют более устойчивую амплитуду.

Групповая цель — несколько самолетов или других

СВН, наблюдаемых хотя бы на одном из индикаторов РЛС в виде наложенных друг на друга отметок. Для групповой цели характерны повышенная флюктуация и увеличенные размеры отметки, своеобразный характер флюктуации, возрастание дальности обнаружения.

Под *группой целей* понимается несколько самолетов или других СВН, одновременно наблюдаемых на экранах индикаторов РЛС в виде одиночных или групповых целей. Группа целей, как правило, объединена общей боевой задачей, единым построением и замыслом налета.

Разделяющейся целью называется цель, при оценке состава которой наблюдается отделение от сигнала цели второй отметки и расхождение отметок по какой-либо из координат. При пуске, например, самолетом авиационной ракеты будет наблюдаться отделение от сигнала цели более скоростной отметки меньшей яркости, расхождение отметок по дальности и азимуту.

Параметрами движения воздушной цели называются величины, определяющие характер ее движения относительно ЗРК во времени (высота, скорость, курсовой параметр).

Высотой называется расстояние по вертикали от находящейся в воздухе цели до некоторого уровня поверхности, принятого за нулевой. В практике подготовки и ведения стрельбы различают абсолютные высоты, отсчитываемые от уровня моря; относительные — измеряемые от уровня позиции ЗРК, СРЦ и др.; истинные — определяемые относительно той точки земной поверхности, над которой в данный момент пролетает самолет или другое СВН. В принятой классификации высот предельно малыми считаются высоты от 0 до 200 м, малыми — от 200 до 1000 м, средними от 1000 до 4000 м, большими — от 4000 до 12 000 м, стратосферными — от 12 000 до 40 000 м.

В ВВС США при решении задач ПВО принята следующая классификация высот: сверхмалые — от 0 до 150 м, малые — 150—600 м, средние — 600—7500 м, большие — 7500—15 000 м, сверхбольшие — 15 000 м и более.

Низколетящими целями при управлении огнем и стрельбе ЗУР принято считать цели, совершающие полет на высотах, при которых не обеспечивается их обстрел во всей глубине зоны поражения ЗРК при централизованном управлении огнем зенитных подразделений. Граничное значение высоты (H^*_{min}), начиная с которой возможно уничтожение целей на дальней границе зоны поражения при централизованном управлении огнем, определяется сравнением на различных высотах потребных ($D_{ц.тр}$) относительно позиций ЗРК и реализуемых ($D_ц$) дальностей обнаружения целей:

$$D_{ц.тр} = \sqrt{[d_д + V_ц(t_{раб} + t_д + t_{КП} + t_{ср})]^2 + H^2},$$

где $d_д$ — горизонтальная дальность до дальней границы зоны поражения ЗРК;

$V_ц$ — скорость цели;

$t_{раб}$ — работное время зенитного подразделения;

$t_д$ — полетное время ракеты до дальней границы зоны поражения;

$t_{кп}$ — работное время КП, осуществляющего управление огнем зенитных подразделений;

$t_{ср}$ — время с момента обнаружения цели РЛС до отображения ее координат и параметров движения на КП (работное время системы разведки воздушного противника).

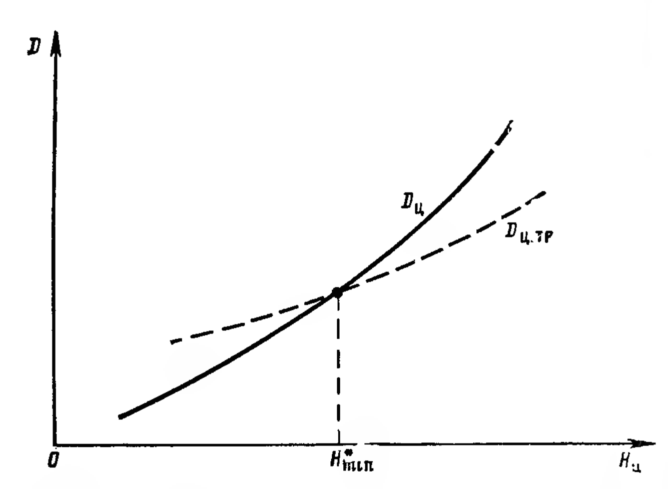


Рис. 8.8. К определению высоты, начиная с которой возможно централизованное управление огнем зенитных подразделений

Высота на данном направлении действий противника, при которой выполняется условие $D_ц = D_{ц.тр}$, т. е. имеет место пересечение кривых $D_ц = \varphi(H_ц)$ и $D_{ц.тр} = f(H_ц)$, и есть значение H^*_{min} (рис. 8.8).

В ы с о т н о й ц е л ь ю называется цель, полет которой происходит в стратосфере.

К с к о р о с т н ы м ц е л я м относятся цели, летящие со сверхзвуковой скоростью, близкой в данных условиях стрельбы к предельным возможностям ЗРК по скорости.

По характеру изменения дальности до целей их делят на п р и б л и ж а ю щ и е с я и у д а л я ю щ и е с я. Стрельба навстречу является основным видом стрельбы зенитными управляемыми ракетами. Если по каким-либо причинам такая стрельба не состоялась и цель не уничтожена, то по удаляющейся цели ведется стрельба вдогон.

Б а р р а ж и р у ю щ и м и ц е л я м и принято называть цели, совершающие полет в определенном районе по замкнутым траекториям в одном эшелоне высоты, как правило, с постоянной скоростью. Характерными участками траектории являются участки приближения, удаления и полета с нулевой (близкой к нулевой) радиальной составляющей скоростью. Общими параметрами барражирования являются: размах, глубина, высота и период, т. е. время совершения одного полета цели по траектории.

М а н е в р и р у ю щ е й ц е л ь ю называется цель, хотя бы один из параметров движения которой (скорость, высота, курсовой параметр) изменяется в процессе подготовки и ведения стрельбы. Различают два вида маневра против стрельбы (см. подразд. 7.1): маневр с задачей выхода самолета из зоны поражения ЗРК за время полета ракеты (энергичный вираж в сторону увеличения параметра, вираж со снижением высоты) и кратковременный маневр с максимальной перегрузкой, осуществляемый самолетом в целях резкого увеличения ошибок наведения (выполняется за несколько секунд до встречи с ракетой).

Маневренные возможности самолета зависят от его летно-тактических характеристик, степени подготовленности экипажа и высоты полета. Основными параметрами, характеризующими маневр, являются диапазон скоростей полета ($\Delta V_ц = V_{ц\,max} - V_{ц\,min}$), развиваемые продольные и нормальные перегрузки, время достижения нормальной перегрузки. Современные самолеты тактической авиации способны развивать перегрузки в 9—10 единиц за 2—4 с. Однако практическое значение развиваемых перегрузок ограничивается загрузкой самолета (массой бомб на борту, наличием ракет на подвеске, количеством топлива в баках) и степенью подготовленности экипажа и не превышает 3—3,5 единицы.

З а в и с а ю щ е й ц е л ь ю называется воздушная цель, полет которой по траектории включает состояние, когда цель в течение некоторого времени сохраняет положение неподвижности в воздушном пространстве. Стрельба, например, по вертолету может вестись как по подвижной воздушной цели, так и по неподвижной (при его зависании в воздухе).

Способы противодействия воздушных целей управлению стрельбе ЗУР могут быть самыми различными (постановка помех, обеспечение внезапности удара, обманные и отвлекающие маневры, пуск ложных целей и др.) и используются с задачей снизить эффективность стрельбы или упредить зенитное подразделение в действиях.

Основными приемами боевого применения средств радиоэлектронной борьбы (РЭБ) являются: групповая защита из зон барражирования; групповая защита самолетами РЭБ, следующими в боевых порядках ударных групп; групповая защита забрасываемыми передатчиками помех (ЗПП); кол-

лективная и индивидуальная защита самоприкрытия самолетами ударных групп; групповая защита наземными (корабельными) станциями помех большой мощности; огневое подавление радиоэлектронных средств самонаводящимися на излучение ракетами. Соответственно этим способом противодействия можно выделить три типа воздушных целей: цели — постановщики помех, цели под прикрытием помех и цели — возможные носители противорадиолокационных ракет.

Цель — постановщик активных помех — самолет или другое СВН, создающее активные радиоэлектронные помехи РЛС или каким-либо другим элементам зенитного ракетного комплекса (радиолиниям управления ракеты, связи и т. д.).

Цель под прикрытием активных помех — самолет или другое СВН, летящее под прикрытием активных помех, созданных передатчиками помех, установленных на других самолетах, вертолетах, на наземных установках, кораблях и др.

По степени подавления РЛС активные помехи делятся на помехи подавляющей, сильной, средней и слабой интенсивности. В качестве тактического критерия такого деления для станций разведки и целеуказания принимается относительное уменьшение дальностей обнаружения целей, а для станций наведения ракет — возможность обнаружения и сопровождения цели для обстрела в пределах зоны поражения.

Вследствие применения помех подавляющей интенсивности самой целью (другими средствами противника) стрельба по ней без применения специальной аппаратуры и специальных режимов работы оказывается неэффективной.

При стрельбе в условиях применения пассивных помех различают цели — постановщики пассивных помех и цели под прикрытием пассивных помех.

Цель — возможный носитель противорадиолокационных помех — самолет или другое СВН, при наблюдении и оценке действий которого на экранах и других средствах отображения информации можно выделить признаки, характеризующие возможное применение ПРР. По опыту локальных войн и конфликтов такими признаками являются:

прекращение постановки активных радиоэлектронных помех сопровождаемой воздушной целью или ее маневр курсом на ЗРК;

постановка кратковременной сильной радиоэлектронной помехи РЛС (СНР);

появление на экранах индикаторов повышенной флюктуации и возрастание отметки цели (вытягиванием) с последующим ее раздвоением;

появление впереди отметки сопровождаемой воздушной цели второй отметки, меньшей по амплитуде и приближающейся с большей скоростью к ЗРК, и др.

Ложные цели — разнообразные устройства от простейших диэлектрических сфер и уголковых отражателей до беспилотных летательных аппаратов, предназначенные для имитации на экранах индикаторов РЛС (СНР) отражательных характеристик действительных воздушных целей.

Оценка места и значимости целей в налете, т. е. их тактической важности, основана на выявлении суммарных характеристик удара противника, особенностей его действий, вскрытии задач, к достижению которых он стремится, и требует глубокого знания командиром и боевым расчетом противника, возможностей вооружения, умения видеть обстановку и предугадывать ее изменения.

В иностранной печати отмечается, что неотъемлемыми элементами оперативно-тактического построения авиации в массированных ударах стали самолеты дальнего радиолокационного обнаружения (ДРЛО) и управления, радиоэлектронной борьбы (РЭБ), разведывательно-ударных комплексов (РУК), носители высокоточных средств поражения (управляемых ракет, авиабомб), крылатые ракеты (КР), дистанционно-пилотируемые летательные аппараты (ДПЛА), задачи и действия которых объединены единым замыслом. По характеру этих задач в построении налета кроме ударных групп могут быть группы обеспечения (доразведки, огневого подавления средств ПВО, радиоэлектронной борьбы, отвлекающих действий, провоцирующих излучение РЭС и т. д.).

Наиболее важными целями следует считать воздушные пункты управления, самолеты разведки и наведения, самолеты — носители высокоточных средств поражения, все ударные СВН. В составе ударных групп наиболее значимы носители наибольшего потенциала средств поражения.

Оценка воздушной и помеховой обстановки на этапе предварительной подготовки стрельбы проводится по индикаторам станций разведки и целеуказания, выносным индикаторам соседних подразделений РТВ, по информации вышестоящего КП и соседей.

Качество оценки воздушной обстановки по индикаторам существенно зависит от тщательности их настройки и подготовки к работе. При этом выбирают наиболее оптимальную яркость свечения экрана, меток и сигналов от целей, устанавливают режимы вращения антенн и поиска целей, подготавливают таблицы, стеклографы для прокладки курсов целей, наносят на защитное стекло индикатора необходимые для оценки данные (рубежи, зоны и др.).

Для распознавания целей и определения их состава используют особенности и характер отметок целей на экранах индикаторов, скорость и высоту полета, анализируют всю информацию, поступающую на пункт управления. При опре-

делении подлетного времени и очередности входа целей в зону поражения важно учитывать их высотно-скоростные характеристики. Высотные скоростные цели, находясь на значительно большей дальности от ЗРК по сравнению с низколетящими целями, в зону поражения могут входить первыми.

Наличие радиоэлектронных помех определяют по индикаторам, а также на основе информации вышестоящего КП и соседей.

Оценка оптической видимости и уточнение направлений на Солнце

Как указывалось в подразд. 1.2 и 1.4, в зенитных ракетных комплексах малой дальности и ближнего действия («Чапарел», «Роланд», RB.-70 и др.) широко применяются оптические (телеоптические) каналы слежения за целью, наведение ЗУР по лазерному лучу и световые головки самонаведения (ГСН). При применении таких ЗРК составным элементом предварительной подготовки стрельбы будет оценка оптической видимости, т. е. совокупности факторов, влияющих на условия наблюдения цели.

Дальность наблюдения цели в общем случае зависит от состояния атмосферы (ее мутности), метеоусловий, времени суток, а также от геометрических размеров и окраски цели. В метеорологических сводках применяют шкалу видимости, приведенную в табл. 8.2.

Таблица 8.2

Условия наблюдения	Дальность видимости без оптических приборов, м
Очень густой туман	До 50
Густой туман	До 200
Туман	До 500
Небольшой туман	До 2000
Плохая видимость	До 4000
Умеренная видимость	До 10 000
Хорошая видимость	До 20 000
Очень хорошая видимость	До 50 000
Отличная видимость	Более 50 000

На максимальных дальностях цель наблюдается в виде точки, а на средних и особенно малых — в виде силуэта, что в какой-то мере позволяет решать задачу ее распознавания.

При некотором телесном угле от направления на Солнце происходит засветка прибора. В этом случае наблюдение и сопровождение цели не обеспечивается.

Оценка оптической видимости проводится по наблюдению ориентиров и местных предметов, дальность до которых известна, а также сравнением дальностей, измеренных различными способами до одного и того же летательного аппарата.

Оценка готовности зенитного подразделения к стрельбе и принятие решения на уничтожение воздушной цели

Готовность ЗРК к стрельбе оценивается по результатам наблюдения индикаторов, табло и приборов, характеризующих состояние и функционирование его элементов. При наличии времени и необходимости может проводиться дополнительный контроль готовности систем комплекса к стрельбе.

Решение на уничтожение цели принимается на основе уяснения задачи, полученной с вышестоящего КП, а в условиях возможного пропуска СВН противника — самостоятельно. Задача, получаемая с вышестоящего КП, на уничтожение цели включает целеуказание, т. е. указание о местоположении цели в пространстве, приказ уничтожить цель и при необходимости указание о порядке ведения по ней огня. При использовании автоматизированной системы (устройств) управления огнем прохождение сигнала «Принять ЦУ» соответствует постановке задачи.

В общем случае возможны автоматизированные и неавтоматизированные способы целеуказания (ЦУ).

При автоматизированном способе ЦУ:

автоматически наводится луч (биссектриса сектора сканирования) станции наведения ракет на цель, подлежащую уничтожению. Принимающий целеуказание обнаруживает цель на экранах СНР на участках, характеризующих положение следящих систем станции. При высокой точности выдачи целеуказания исключаются необходимость поиска цели СНР (работное время зенитного подразделения соответственно сокращается) и возможность перепутывания целей;

на экране индикатора, который используется командиром зенитного подразделения для оценки воздушной обстановки, сигнал цели, подлежащей уничтожению, выделяется соответствующим образом (засвечивается ярко или другим цветом, подчеркивается номер цели, к отметке привязывается условный знак и др.). Уяснив задачу, командир проводит боевую работу подразделения.

При неавтоматизированном способе ЦУ передаются:

номер квадрата специальной сетки, в котором находится проекция цели в данный момент (при использовании индикаторов) или будет находиться в момент принятия целеуказания, т. е. с учетом запаздывания (при использовании планшетов), а также высота цели. Сетка наносится на экраны индикаторов (планшеты) дающего и принимающего целеука-

зание. Точность выдачи целеуказания ограничивается ценой малого квадрата и зависит от многих факторов (времени запаздывания в отображении обстановки и др.). Командир зенитного подразделения находит цель и принимает решение на ее обстрел;

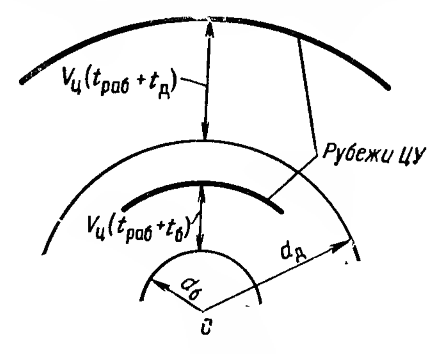


Рис. 8.9. Рубежи целеуказания

азимут, дальность и высота цели. Индикаторы (планшеты) дающего и принимающего целеуказание должны иметь сетку (шкалу) азимут — дальность. Трансформация данных целеуказания по известному относительному положению вышестоящего КП, как правило, осуществляется принимающим целеуказание.

При целеуказании по группе целей передаются координаты (квадрат) ее центра и правила выбора СВН из состава группы целей, определяемые заранее. При всех способах целеуказания командир зенитного подразделения, докладывая об обнаружении цели и готовности выполнить задачу, должен убедиться в правильности обнаружения цели, сравнивая в момент обнаружения цели СНР ее положение на средствах отображения дающего и принимающего ЦУ.

Управление огнем с вышестоящего КП должно быть оперативным, т. е. обеспечивать зенитному подразделению выполнение боевой задачи по наличию времени. Удаления ($d_{ЦУ\,д}$ и $d_{ЦУ\,б}$) рубежей получения задачи (рубежей целеуказания) от ЗРК, при которых состоится обстрел цели на дальней (ближней) границе зоны поражения, равны (рис. 8.9)

$$d_{ЦУ\,д\,(б)} = d_{д\,(б)} + V_ц\,(t_{раб} + t_{д\,(б)}),$$

где $d_{д(б)}$ — дальность до дальней (ближней) границы зоны поражения ЗРК;

$t_{раб}$ — работное время зенитного подразделения;

$t_{д(б)}$ — полетное время ракеты до дальней (ближней) границы зоны поражения.

Об обнаружении цели на дальности, меньшей $d_{ЦУ\,д}$ немедленно докладывают на вышестоящий КП и с учетом наличия времени принимают решение на открытие огня.

Под непосредственной подготовкой стрельбы понимается совокупность мероприятий (операций), выполняемых боевым расчетом зенитного подразделения после получения задачи с вышестоящего КП или самостоятельного принятия решения командиром на уничтожение цели. Содержание и время выполнения этих мероприятий (операций) должны обеспечить в данных условиях стрельбы своевременный обстрел цели с наибольшей эффективностью. Результат непосредственной подготовки — готовность зенитного подразделения к пуску ЗУР.

Сущность и последовательность выполнения мероприятий (операций) непосредственной подготовки определяются принципом работы и конструктивными особенностями зенитного ракетного комплекса. Однако в теоретическом плане можно выделить следующие ее составляющие:

выход станции наведения ракет (радиолокатора подсвета цели) на излучение, поиск, обнаружение, опознавание и уточнение характеристик воздушной цели;

выбор режима работы станции, мер защиты от помех, способа сопровождения цели по угловым координатам, дальности, а возможно, и скорости;

определение исходных данных для стрельбы и решение задачи выбора момента пуска ЗУР;

наведение и захват цели ГСН, если захват в системе самонаведения выполняется до пуска при нахождении ЗУР на установке;

выбор метода наведения, назначение расхода ракет и вида огня;

оценка готовности к пуску и пуск первой ЗУР.

Выход станции наведения ракет на излучение, поиск, обнаружение, опознавание и уточнение характеристик цели

Повышение боевой эффективности зенитных ракетных комплексов, основу которых составляют радиоэлектронные средства, привело к резкому обострению радиоэлектронной борьбы (РЭБ). Разведка средств ПВО ведется непрерывно. Главная задача разведки средств ПВО до налета СВН — выявление мест развертывания и определение характеристик работы РЛС в целях выбора состава, маршрутов и способов действий наряда сил, во время налета — оценка степени угрозы самолетам или другим СВН и применение средств радиоэлектронного подавления и огневого поражения. В ходе агрессии во Вьетнаме (1964—1972 гг.) командование ВВС США пришло к выводу о необходимости не только применения специальных самолетов РЭБ, но и оборудования каждого

бомбардировщика и истребителя-бомбардировщика средствами индивидуальной радиоэлектронной защиты (РЭЗ), которые должны предупреждать экипаж об облучении самолета радиолокационными станциями ПВО и создавать им помехи. Как в войне во Вьетнаме, так и в конфликтах на Ближнем Востоке широкое применение нашли противорадиолокационные ракеты типа «Шрайк», «Стандарт ARM», HARM, самонаводящиеся на источник излучения.

В настоящее время радиоэлектронная борьба ведется всеми видами радиолокационной, инфракрасной и оптико-электронной техники. Резко возрос энергетический потенциал средств постановки помех, созданы специальные самолеты (F-4 «Уайлд Уизл» и др.) и беспилотные летательные аппараты («Пейв Тайгер» и др.) огневого подавления радиоизлучающих средств, в разведывательно-ударных комплексах (PLSS и др.) реализован принцип «разведка — выстрел — поражение». Поэтому при определении момента и порядка выхода СНР на излучение учитываются требование безусловного выполнения боевой задачи и сокращение до минимума времени работы станций на излучение, которое используется только после отработки следящими системами СНР целеуказания или ее ориентирования в направлении на цель с помощью местных датчиков.

Вероятность беспоискового обнаружения цели определяется случайными σ и систематическими ошибками целеуказания по азимуту β, углу места ε и дальности D.

В общем случае средняя квадратическая ошибка целеуказания по β, ε и D слагается из ошибок измерения координат РЛС разведки ($\sigma_{РЛС}$), ошибок их съема и передачи ($\sigma_{АСУ}$) и ошибок отработки ЦУ в ЗРК ($\sigma_{ЗРК}$).

$$\sigma_{\beta,\varepsilon,D}=\sqrt{\sigma^2_{РЛС\,\beta,\varepsilon,D}+\sigma^2_{АСУ\,\beta,\varepsilon,D}+\sigma^2_{ЗРК\,\beta,\varepsilon,D}}.$$

Систематические ошибки целеуказания определяются ошибками топопривязки и ориентирования РЛС и СНР, юстировки системы передачи радиолокационной информации, а также ошибками, возникающими при движении и маневре цели за время запаздывания информации ЦУ.

Пример. Целеуказание осуществляется наведением луча СНР на выбранную цель. Диаграмма направленности станции игольчатого типа с шириной луча $\theta=2^\circ$. Средние квадратические ошибки выдачи координат ЦУ в угломестной плоскости (по высоте) и по азимуту равны ($\sigma_\varepsilon=\sigma_\beta=\sigma$).

Определить: 1. Какую необходимо обеспечить точность целеуказания (значение σ), чтобы вероятность беспоискового обнаружения цели на дальности $D=100$ км по ε и β была равной 0,9?

2. Каким образом при данной величине случайных ошибок изменится вероятность беспоискового обнаружения цели, если при топопривязке и ориентировании РЛС и СНР внесена относительная ошибка по азимуту, равная 30′?

Решение.

1. Воспользуемся зависимостью (4.13), определяющей вероятность попадания в круг заданного радиуса при отсутствии систематических составляющих и круговом законе распределения случайных ошибок.

Радиус луча СНР на заданной дальности до цели

$$R=D\,\mathrm{tg}\frac{\theta}{2}=100\,\mathrm{tg}\frac{2^\circ}{2}=1750\ \text{м}.$$

$$P=1-e^{-\frac{R^2}{2\sigma^2}};\quad 0{,}9=1-e^{-\frac{R^2}{2\sigma^2}}.$$

Из таблицы (приложение 3) $n=\frac{1750^2}{2\sigma^2}=2{,}31$, следовательно, допустимое значение линейной ошибки $\sigma=830$ м.

2. Линейное значение систематической ошибки на заданной дальности $r_0=875$ м;

$$\frac{r_0}{R}=\frac{875}{1750}=0{,}5;\quad \frac{E}{R}=\frac{0{,}675\sigma}{R}=\frac{0{,}675\cdot 830}{1750}=0{,}32.$$

По графику рис. 4.19, позволяющему определять вероятность попадания в круг заданного радиуса при наличии систематической составляющей ошибки, находим, что вероятность беспоискового обнаружения цели существенно снизится и составит примерно 0,75.

В системах автоматизированного управления огнем для приведения боевой и разведывательной информации в общую систему с единым началом координат, как правило, используется прямоугольная система координат X, Y, Z (см. подразд. 8.1). Требования к их точностным характеристикам, исходя из заданного значения вероятности беспоискового обнаружения цели и пеленгационных характеристик диаграммы направленности СНР, можно определить, используя таблицы функций Лапласа (приложение 2).

При отсутствии систематических ошибок

$$P_{обн.\,ЦУ}=\Phi^*\left(\frac{l_x}{\sigma_x}\right)\Phi^*\left(\frac{l_y}{\sigma_y}\right)\Phi^*\left(\frac{l_z}{\sigma_z}\right),$$

где l_x, l_y, l_z — линейные размеры беспоисковой зоны видимости цели СНР.

Поиск цели осуществляется в случаях ее необнаружения по данным целеуказания и при самостоятельном ведении СНР разведки воздушного противника. При поиске по азимуту и углу места просматривается определенный объем пространства. Координаты целеуказания определяют биссек-

горные направления секторов поиска (центр зоны поиска). При самостоятельном ведении разведки начальный азимут устанавливается по обстановке, а по углу места — из условия просмотра пространства, в первую очередь в диапазоне предельно малых и малых высот.

Режимы и время просмотра заданного пространства определяются характеристиками диаграммы направленности и способа ее сканирования. При луче РЛС игольчатого типа необходим последовательный просмотр каждого направления заданных секторов.

РЛС с фазированной антенной решеткой (ЗРК «Пэтриот») осуществляет обзор ограниченного сектора пространства электрически управляемым лучом, время перемещения которого из одного положения в другое составляет несколько микросекунд. Антенная решетка устанавливается на механически вращающемся основании, что позволяет вкруговую по азимуту изменять ее положение.

Если СНР формирует лучи с различной шириной диаграммы направленности антенны, то по энергетическим и временным соображениям боевой работы более широкие лучи, очевидно, следует применять для просмотра ближней зоны, а узкие — дальней зоны пространства.

При выходе на излучение после отработки целеуказания или в результате поиска СНР цель **обнаруживается** на экране индикатора, **опознается, уточняются условия боевой работы и характеристики цели по данным СНР**, затем она **берется на сопровождение.**

Под опознаванием понимается определение государственной принадлежности обнаруженного объекта. Опознавание сочетается с элементами распознавания, т. е. определением типа летательного аппарата.

Примером решения задачи опознавания в зенитных ракетных комплексах может служить работа системы опознавания комплекса «Пэтриот» (США). По данным зарубежной печати для нее характерно автоматическое сравнение данных о сопровождаемом объекте с набором параметров своих летательных аппаратов и аппаратов противника, в результате которого принадлежность объекта устанавливается достоверно, предположительно или совсем не устанавливается. В последних двух случаях разрешается включение аппаратуры опознавания «свой — чужой».

Наиболее распространена радиолокационная система опознавания государственной принадлежности самолетов (рис. 8.2): запросчик, включенный в состав РЛС, посылает радиосигнал опознавания; ответчик, установленный на своем самолете, получив сигнал, автоматически срабатывает и дает ответный кодированный сигнал, наблюдаемый на экране индикатора. Отсутствие такого сигнала указывает на то, что обнаруженный объект является воздушной целью.

Основными характеристиками системы опознавания являются разрешающая способность по угловым координатам и дальности, помехоустойчивость и имитостойкость (невосприимчивость к имитируемым сигналам), достоверность информации опознавания и др. Последнее обеспечивается кодированием сигналов по случайному закону с помощью ЭВМ и частой сменой кодов.

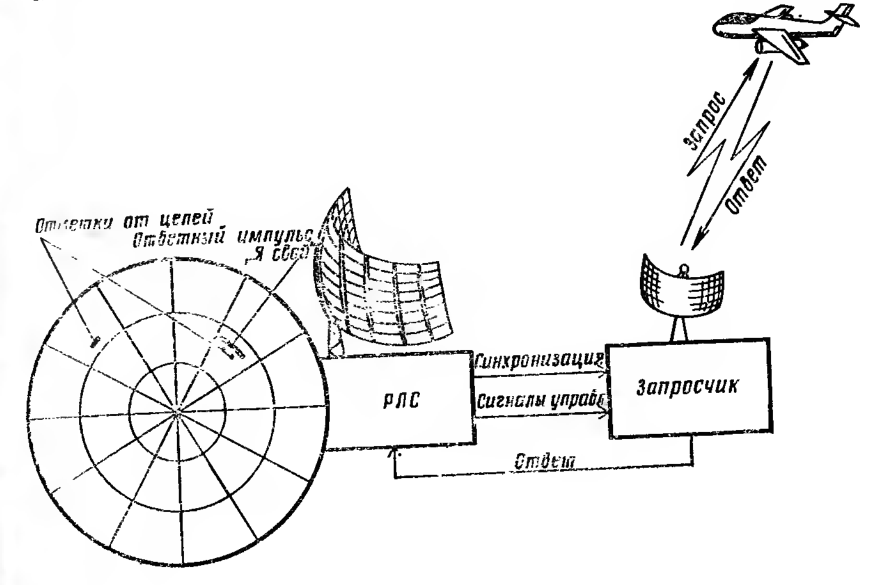


Рис. 8.10. Принцип опознавания самолета

Цель опознается сразу после ее обнаружения. Одновременно с обнаружением цели, а также в процессе ее сопровождения уточняются условия стрельбы и характеристики цели.

Наличие радиоэлектронных помех оценивается сразу же после отработки целеуказания в пассивном режиме, т. е. без выхода СНР на излучение. Результаты такой оценки учитываются при выборе режимов работы станции.

Признаками маневра цели являются:

изменение направления движения отметки от цели, наблюдаемой на экране индикатора; возрастание ошибки между экстраполированной и действительной отметками цели (если на индикатор можно выдать первичную и вторичную информацию);

резкое изменение показаний приборов и табло, характеризующих координаты и параметры движения цели (β, ε, V, D, H и $P_{ц}$);

перемещение ближней и дальней границ зоны поражения, резкое изменение направления и скорости упрежденной точки.

Предположим, что дальняя граница зоны поражения в горизонтальной плоскости ограничивается дугой окружности $d_д$, а ближняя $d_б$ — линией параметров. На рис. 8.11 показаны три положения цели, маневрирующей курсом ($Ц_1$, $Ц_2$, $Ц_3$). При маневре цели в сторону увеличения параметра глу-

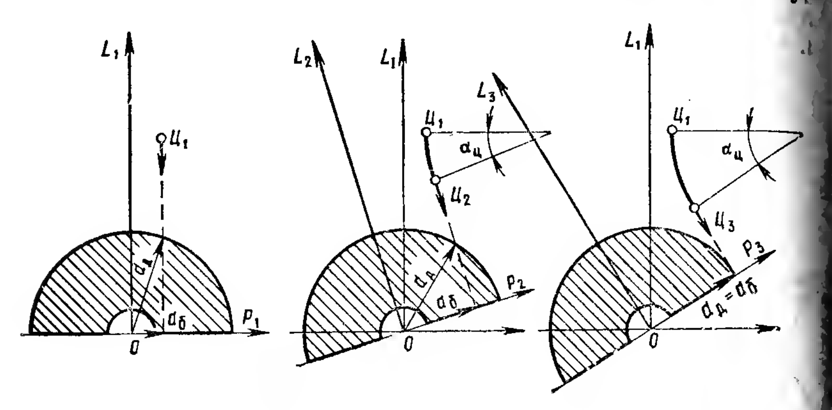


Рис. 8.11. Характер изменения границ зоны поражения при маневре цели

бина зоны поражения уменьшается: дальность до дальней границы остается постоянной, а до ближней, равная в данном примере параметру цели, — все время возрастает ($d_{б3}>$ $> d_{б2} > d_{б1}$). Таким образом, характерным признаком маневра цели курсом является изменение положения отметки ближней границы зоны поражения: приближение (параметр цели уменьшается) или удаление (параметр цели увеличивается) от неподвижной отметки дальней границы зоны поражения. Периодическое приближение и удаление отметки ближней границы к отметке дальней границы указывает на полет воздушной цели змейкой.

Глубина зоны поражения (см. рис. 7.1), как правило, зависит от высоты полета цели, изменение которой будет вызывать перемещение отметок не только ближней, но и дальней границы зоны поражения.

Выбор режима работы станции, мер защиты от помех, сопровождение цели

Необходимость обеспечения высокой эффективности огня в условиях противодействия управлению и стрельбе ЗРК со стороны воздушного противника, в том числе в условиях сильного радиоэлектронного подавления, вызвала целый ряд конструктивных и организационных мер, определяющих разные режимы работы станций и других элементов зенитных систем в различной обстановке. По свидетельству иностранных специалистов, в современных радиолокационных стан-

циях на долю, например, средств защиты РЛС от помех приходится до 25% общей стоимости станций, причем характерна тенденция к ее увеличению.

Помехоустойчивость зенитных комплексов, т. е. их способность выполнять свои функции с требуемым качеством в условиях помех, достигается, во-первых, за счет повышения помехозащищенности их элементов и, во-вторых, за счет способности комплексов вести стрельбу по самолету — постановщику помех самоприкрытия, т. е. без вскрытия его на фоне помехи.

Для повышения помехозащищенности РЛС используются: повышение мощности передающего устройства и сужение диаграммы направленности антенн станции; уменьшение уровня бокового излучения; быстрая смена рабочих частот и применение многочастотных сигналов; кодирование излучаемого станцией сигнала; различные виды селекций, в том числе селекция движущихся целей (СДЦ) для защиты от пассивных помех; специальные схемы автоматического регулирования усиления, чувствительности приемников во времени и др.

К одному из возможных способов защиты ЗРК в условиях РЭБ следует также отнести создание ложных сигналов специальными передатчиками, имитирующими работу РЛС.

Стрельба по самолетам — постановщикам помех самоприкрытия основана на том, что каждый источник помехи может сопровождаться по угловым координатам. Наличие этой информации, как показано в подразд. 2.2 и 2.3, достаточно для применения в системах телеуправления метода трех точек, а в системах самонаведения, использующих бортовые радиопеленгаторы ЗУР, — метода пропорционального сближения.

Правильный выбор режима боевой работы станции наведения ракет и мер защиты от помех требует хорошей подготовки операторов, их умения оценить условия стрельбы, выделить сигналы цели на фоне шумов и помех на основе глубокого знания сущности функционирования и возможностей аппаратуры ЗРК, принять правильное решение на выполнение операций непосредственной подготовки стрельбы.

Под **сопровождением цели** понимается непрерывное наблюдение за ней и определение текущих координат (угловых и дальности), а также скорости движения.

Сопровождение цели может быть автоматическим, полуавтоматическим, ручным и смешанным. Переход на сопровождение после обнаружения цели принято называть ее **захватом.**

В ЗРК средней дальности и дальнего действия во всех случаях, когда это возможно, применяется АС с автозахватом цели, что сокращает время непосредственной подготовки стрельбы (работное время зенитного подразделения), обеспечивает меньшие ошибки слежения, а следовательно, и наведения ракеты на цель.

В ЗРК ближнего действия и малой дальности иностранных армий широко используются оптические и телеоптические каналы слежения за целью, в которых задача точного удержания движущейся цели в поле зрения визира возлагается на оператора. Изменяя положение рукоятки или штурвала, оператор воздействует на следящие системы визира и тем самым обеспечивает ручное сопровождение цели.

Возможность ручного захвата и сопровождения цели по угловым координатам и дальности предусматривается в ЗРК, использующих радиолокационные каналы ее визирования. Более того, в одном и том же зенитном ракетном комплексе в интересах повышения помехоустойчивости оптические, телеоптические и радиолокационные каналы визирования цели могут сочетаться.

При ручном сопровождении точность определения текущих координат и параметров движения цели существенно зависит от обученности и личностных качеств операторов (см. подразд. 4.4), поэтому совершенствованию профессионального отбора и методов тренировок необходимо уделять первостепенное внимание.

Выбор способа сопровождения цели определяется условиями стрельбы, при этом не может исключаться и вариант смешанного сопровождения, т. е. комбинации автоматического и ручного сопровождения по различным координатам.

Определение исходных данных для стрельбы и решение задачи выбора момента пуска ЗУР

Исходными данными для стрельбы являются совокупность характеристик и параметров движения цели, а также зенитного ракетного комплекса в рассматриваемых условиях стрельбы, необходимых для выбора наиболее эффективного и экономичного способа обстрела цели, своевременного пуска ракет, определения возможности переноса огня на другую цель.

К исходным данным для стрельбы следует отнести тип цели, ее состав и характер противодействия; высоту полета, курсовой параметр и скорость движения; данные для выбора момента пуска ракет; время пребывания цели в зоне пуска.

Тип цели, применяемое ею противодействие стрельбе определяются по совокупности признаков, наблюдаемых на экранах индикаторов и других средств отображения СНР, а также по информации вышестоящего КП и соседей.

Каждое средство воздушного нападения (бомбардировщик, истребитель-бомбардировщик, крылатая ракета, боевой вертолет, БЛА и др.) как цель для зенитного подразделения имеет свои особенности.

Бомбардировщик всегда остается наиболее важной целью, так как может быть носителем ракет, оснащен мощной системой радиоэлектронной борьбы, поэтому он должен уничтожаться очередью (залпом) ракет с максимально возможным их расходом.

Истребитель-бомбардировщик для преодоления зоны огня широко использует предельно малые высоты, полеты с огибанием рельефа местности. При полете на средних и больших высотах является наиболее вероятным носителем управляемых ракет «воздух — земля» и управляемых бомб, способен к непосредственному противодействию стрельбе ЗУР маневром и т. д.

При борьбе с крылатыми ракетами время их нахождения в зоне видимости СНР и соответственно в зоне поражения ЗРК — наиболее критичный параметр ведения боя.

Боевые вертолеты могут внезапно появляться из-за укрытий с кратковременным зависанием в воздухе, т. е. действовать на высотах 15—30 м, быть как подвижной, так и неподвижной воздушной целью.

С помощью БЛА возможны провоцирование излучений радиолокационными средствами ЗРК, постановка помех, уничтожение работающих РЛС наведением по их излучению самого БЛА с боевой частью и др. Поэтому своевременное обнаружение БЛА из-за их малых геометрических размеров, использования неметаллических конструкционных материалов, невысокого уровня теплового излучения двигателей представляет определенную проблему как для радиолокационных, так и для оптико-электронных каналов ЗРК.

Таким образом, распознавание цели, оценка ее состава, характера противодействия необходимы для определения объема и особенностей всех составляющих непосредственной подготовки стрельбы, а также для ведения огня на поражение.

Высота цели автоматически отображается как вторичная информация, если цель сопровождается РЛС по углу места и дальности. При сопровождении цели станцией наведения ракет только по угловым координатам, например постановщика помех, в счетно-решающий прибор (ЭВМ) необходимо по данным других средств разведки ввести значения дальности до цели или ее высоты. Значение высоты цели может использоваться при выборе режима работы СНР и способа сопровождения цели (цель низколетящая), определении вида огня и расхода ракет, выборе момента пуска ЗУР, оценке времени пребывания цели в зоне пуска и др.

Курсовой параметр цели, т. е. кратчайшее расстояние от ЗРК до проекции курса цели на горизонт, определяется по формуле

$$P_ц = r_ц \cos \varepsilon_ц \sin q_ц = \frac{r_ц^2 \dot{\beta}_ц \cos^2 \varepsilon_ц}{V_{ц.г}}$$

и необходим для решения задачи выбора момента пуска ЗУР и определения времени пребывания цели в зоне пуска. Его изменение указывает на маневр цели в горизонтальной плоскости. От величины курсового параметра могут зависеть вид огня и расход ракет.

Курсовой параметр движения цели определяется по показаниям прибора или табло. При использовании индикаторов кругового обзора и планшетов он может оцениваться просмотром положения упрежденных трасс целей относительно ЗРК.

Скорость цели — важнейшая составляющая исходных данных для стрельбы, характеризуется скоростью изменения координат сопровождаемой цели и отображается на приборе или табло. При сопровождении цели СНР только по угловым координатам используются данные других средств разведки.

Для того чтобы встреча ракеты с целью произошла в зоне поражения ЗРК, пуск ЗУР необходимо произвести при нахождении цели в зоне пуска (см. подразд. 7.1). Задача выбора момента пуска ракеты в принципе решается двумя способами:

1. Для каждого положения цели постоянно рассчитывается дальность до упрежденной точки встречи, т. е. до точки, в которой произойдет встреча ракеты с целью, при условии немедленного пуска ракеты и движения с данного момента цели равномерно и прямолинейно.

Полетное время ракеты до точки встречи зависит от ее положения в зоне поражения. Наибольшее время $t_д$ будет при полете ЗУР на дальнюю границу зоны поражения. Если за время $t_п$ метка расчетной точки встречи не входит в зону поражения, то встреча ракеты с целью не состоится. Таким образом, по положению на развертке экрана индикатора по дальности отметки упрежденной точки встречи относительно дальней и ближней границ зоны поражения можно судить о возможности пуска ЗУР по цели. Пуск ракеты производится при нахождении этой отметки в пределах зоны поражения. Точка встречи перемещается к ближней границе зоны по мере приближения цели к ЗРК.

2. В соответствии с параметрами движения сопровождаемой цели рассчитываются наклонные дальности до дальней и ближней границ зоны пуска, с которыми затем сравнивается текущая дальность до цели. Пуск ракеты возможен при входе цели в зону пуска. Положение границ и глубина зоны пуска зависят от высоты, курсового параметра и скорости полета цели.

Маневр цели курсом и высотой приводит к изменению границ как зоны поражения, так и зоны пуска, а маневр скоростью в пределах возможностей ЗРК — только зоны пуска и положения упрежденной точки встречи.

Следовательно, для решения задачи встречи требуется автоматический или ручной ввод в счетно-решающий прибор (ЭВМ) $H_ц$, $P_ц$ и индикация на экране СНР (на пункте управления) соответствующих границ и меток.

Особую трудность представляет выбор момента пуска ЗУР по маневрирующей цели. Одиночные маневрирующие цели обстреливаются с учетом гарантированных зон пуска (см. подразд. 7.1).

Возможности ЗРК по переносу огня на другую цель рассмотрены в подразд. 7.2. Они определяются продолжительностью цикла стрельбы по первой цели; временем пребывания второй цели в зоне пуска, являющимся функцией высоты, параметра и скорости ее движения; временным интервалом между целями (разностью подлетного времени первой и второй целей до дальней границы зоны пуска).

При сопровождении РЛС (СНР) двух целей обеспечивается точное автоматическое или автоматизированное решение этой задачи. В противном случае возможность обстрела второй цели по наличию времени определяется оператором на основе оценки обстановки, параметров движения и подлетного времени воздушных целей.

Наведение и захват цели ГСН

В зенитных ракетных комплексах «Хок», использующих полуактивную радиолокационную систему самонаведения, после перехода радиолокатора подсвета на сопровождение цели и решения задачи выбора момента пуска ЗУР необходимой составляющей непосредственной подготовки стрельбы является наведение по данным РПЦ следящих систем головки самонаведения на цель.

Радиолокатор подсвета цели ЗРК «Хок», работающий в непрерывном режиме, сопровождая цель, выдает на ГСН данные угловых координат цели и опорный фазовый сигнал. Бортовая антенна ГСН направляется на цель. Опорный фазовый сигнал сравнивается с сигналом, отраженным от цели и принятым бортовой антенной. На основе сравнения сигналов и выделения доплеровского сдвига частоты измеряются дальность и радиальная скорость цели.

При автоматическом сопровождении цели ГСН в бортовое вычислительное устройство выдаются необходимые данные для выработки команд управления ракетой, определяющих в зависимости от движения цели траекторию полета ЗУР.

Конструктивно в радиолокационных ГСН предусматриваются режимы захвата цели на АС не только после наведения следящих систем по данным РПЦ, но и в результате поиска цели головкой самонаведения. В последнем случае ГСН автоматически переходит на слежение за целью в момент появления сигнала цели на входе приемного устройства.

При старте ракеты резко возрастают шумы на входе приемника головки самонаведения, что учитывают при определении условий пуска ЗУР, если захват цели ГСН произошел до старта ракеты.

Выбор метода наведения, назначение расхода ракет и вида огня

Координаты и параметры движения обстреливаемой цели и метод наведения ЗУР определяют в данных условиях стрельбы траекторию полета ракеты в район встречи с целью. В подразд. 2.1 указывалось, что для учета условий стрельбы (стрельба по низколетящей цели, высотной и скоростной, вдогон и т. д.) метод наведения должен обладать некоторой степенью «гибкости» за счет изменения параметров в уравнениях связи. Оптимизация траектории полета ЗУР в тех или иных условиях стрельбы может достигаться и применением в ЗРК различных по своей сути методов наведения.

Метод наведения ракеты в соответствии с параметрами движения цели и условиями боевой работы ЗРК, как правило, выбирается автоматически. В телеуправляемых системах не исключается и возможность такого выбора оператором с вводом решения задачи наведения в аппаратуру управления.

Анализ методов наведения и сравнительная оценка условий их применения рассмотрены в разд. 2.

Противовоздушный бой, основным содержанием которого является ведение огня (стрельба) по воздушным целям, исключительно скоротечен, динамичен и решителен. Ограничение расхода ракет может привести к непоражению воздушной цели, а повторить стрельбу уже не представится возможным. Задача зенитного подразделения — решительно вести боевые действия. Для своевременной доставки ракет на позицию принимаются должные меры.

Пилотируемые СВН и крылатые ракеты при вхождении в зону поражения ЗРК обстреливаются с расходом ракет, обеспечивающим их надежное поражение. При определении расхода ракет, естественно, учитывается и требование экономичности стрельбы, т. е. рациональность назначения каждой дополнительной ЗУР с точки зрения относительного прироста вероятности поражения цели (см. подразд. 6.2).

В общем случае расход ракет, необходимый для надежного поражения цели, определяется типом цели, параметрами ее движения и условиями стрельбы. Рекомендации по назначению расхода ракет даются в правилах стрельбы.

Расход ракет ограничивается или стрельба не ведется по беспилотным летательным аппаратам, если они вызывают на себя пуски зенитных ракет, провоцируют излучение РЛС, а также выполняют другие отвлекающие действия.

Под **видом огня** понимают порядок пуска ракет при обстреле цели. В зависимости от воздушной обстановки, времени пребывания цели в зоне пуска и назначенного расхода ракет применяют огонь очередью ракет, огонь залпом и огонь одиночными ракетами.

Огонь очередью ракет — вид огня, при котором пуски назначенного количества ракет по одной и той же цели производятся с установленными временными интервалами, исключающими оценку результатов стрельбы по ней предыдущими ракетами. Нормативные значения этих интервалов устанавливаются таким образом, чтобы, максимально сокращая их, исключить влияние разрыва предыдущей ракеты на нормальное наведение последующей и обеспечить наибольшую эффективность стрельбы очередью ракет при маневре цели (см. подразд. 4.3).

Огонь залпом ракет — вид огня, при котором пуск назначенного количества ракет по одной и той же или разным целям одним ЗРК производится одновременно (по одной команде). Такой вид огня может применяться для повышения эффективности стрельбы зенитными подразделениями.

Огонь одиночными ракетами — вид огня, при котором пуск последующей ракеты по цели производится после оценки результатов стрельбы по ней предыдущей ракетой. Этот вид огня применяется при длительном пребывании цели в зоне пуска и отсутствии необходимости в переносе огня на другую цель. Возможность повторного обстрела цели n ракетами определяется условием

$$(n-1)(t_{\text{ст}}+t_{\text{оц}})+\sum_{i=1}^{n-1} t_{\text{р}i} \leqslant T_{\text{пр}},$$

где $t_{\text{ст}}$ — время старта ракеты;

$t_{\text{оц}}$ — время для наблюдения и оценки результатов стрельбы;

$t_{\text{р}i}$ — время полета i-й ракеты до точки встречи;

$T_{\text{пр}}$ — время пребывания цели в зоне пуска.

Оценка готовности к пуску и пуск первой ракеты

В результате выполнения операций непосредственной подготовки стрельбы назначенная (выбранная) для уничтожения воздушная цель обнаружена, опознана, взята на сопровождение и устойчиво сопровождается станцией наведения ракет или станцией облучения (подсвета) цели; ракеты готовы к пуску; пусковые установки автоматически приведены по азимуту и углу места в требуемое для старта ЗУР положение; следящие системы ГСН ракет (в ЗРК, использующих

самонаведение) наведены на цель, подготовлены к захвату цели после старта ракеты или устойчиво ее сопровождают. Решена задача выбора момента пуска ракет: границы зон пуска или упрежденная точка встречи и границы зоны поражения отображаются на экране индикатора (табло).

Зенитный ракетный комплекс находится в готовности к пуску ЗУР. Его состояние готовности оценивается расчетом, и командир зенитного подразделения принимает решение на обстрел цели.

При принятии решения учитывается и общая воздушная обстановка, которая, как правило, будет сложной. По опыту локальных войн наличие в воздухе одной одиночной цели и простые условия стрельбы — редкое исключение. В зоне огня могут оказаться и свои самолеты, безопасность которых должна быть обеспечена.

При необходимости переноса огня на другие цели пуск первой ракеты производится сразу же при достижении целью дальней границы зоны пуска (при входе упрежденной точки встречи в зону поражения).

Если такой необходимости нет, то момент пуска ЗУР выбирается исходя из условия максимального использования огневых возможностей зенитного подразделения при выполнении боевой задачи. Огневые возможности определяются количеством проводимых стрельб и эффективностью каждой стрельбы. Если по курсу движения цели глубина зоны пуска позволяет в случае непоражения цели назначенным количеством ракет провести по ней повторную стрельбу, огонь открывается на предельно возможной дальности до цели, если возможна только одна стрельба, пуск ЗУР производится на дальности, обеспечивающей проведение стрельбы с наибольшей эффективностью.

8.3. ВЕДЕНИЕ ОГНЯ И ОЦЕНКА РЕЗУЛЬТАТОВ СТРЕЛЬБЫ

Каждая стартовавшая зенитная управляемая ракета при определенных условиях функционирования комплекса автоматически наводится на цель. Однако автоматизация процессов выработки и передачи на рули ракеты команд управления в ЗРК, использующих системы телеуправления и полуактивного самонаведения, отнюдь не снижает роли боевого расчета в решении задачи стрельбы, т. е. поражении воздушной цели. Обнаружив пуски зенитных управляемых ракет, летчик предпримет все возможные меры (постановку помех, имитацию и пуск ложных целей, маневр и т. д.), чтобы нарушить нормальное функционирование зенитного ракетного комплекса и уйти от поражения. В зарубежной печати, например, сообщалось о подобных действиях (выполнение противоракетного маневра, сброс баков и т. д.) американских

летчиков во Вьетнаме при приеме даже ложных сигналов, имитирующих моменты пуска зенитных управляемых ракет.

Следовательно, задача боевого расчета зенитного подразделения после пуска ЗУР — сделать контрмеры воздушного противника неэффективными, обеспечить нормальное функционирование всех систем ЗРК.

При указанных ниже возможных ситуациях действия расчетов зенитного ракетного комплекса могут быть следующими:

1. Срыв автоматического сопровождения цели СНР (РПЦ) по той или иной координате. Оператор, наблюдая за обстановкой на экране индикатора и процессом автоматического сопровождения цели, должен предвидеть возможность такого срыва и быть готовым к перезахвату цели или ручному (полуавтоматическому) ее сопровождению по данной координате с наименьшими ошибками.

2. Увод следящей системы СНР (РПЦ) более сильным сигналом имитируемой ответной помехи или ложной целью. Имитируемый сигнал сначала совпадает с отметкой цели, а затем уводится, например, по дальности. Схема автоматического сопровождения, отслеживая этот сигнал, выдает в систему наведения ЗУР искаженную информацию. В последующем по данной координате произойдет срыв сопровождения цели. Аналогично действие пущенной с самолета ложной цели, без распознавания которой может состояться ее обстрел. В этих случаях может потребоваться вмешательство оператора.

3. Изменение метода наведения телеуправляемой ракеты в результате постановки целью сильных помех (невозможность, например, сопровождения по дальности) или выполнения резкого маневра (переход в пикирование, уход на малую высоту и т. д.). Изменение метода наведения целесообразно лишь при определенном значении времени до встречи ракеты с целью, которое обеспечивает перевод ЗУР на новую траекторию полета и затухание переходного процесса (см. подразд. 4.3).

4. Характерные признаки пуска воздушной целью, например, противорадиолокационной ракеты. Требуется оценка дуэльной ситуации по времени и принятие решения о дальнейшем порядке ведения огня.

5. Разделение цели — цель, принятая за одиночную, оказалась групповой. Необходимо готовиться к переносу огня или назначать другие комплексы и т. д.

Признаком состоявшейся встречи зенитной управляемой ракеты с обстреливаемой целью является появление от подрыва ее боевой части на экране индикатора отметки. Признаками поражения цели являются: дробление отметки воздушной цели после подрыва боевой части ракеты и исчезновение отметок в дальнейшем; резкое изменение высоты и скорости

воздушной цели после подрыва боевой части ракеты; прекращение постановки помех при стрельбе по воздушной цели — постановщику помех; падение, разрушение, воспламенение цели, наблюдаемые на экранах телеоптических визиров или визуально, а признаками непоражения цели — устойчивое ее сопровождение после подрыва боевой части ракеты, неизменность параметров движения цели, продолжение постановки целью радиоэлектронных помех и др. Наблюдая считанные секунды результат стрельбы, оператор должен сделать вывод о поражении (непоражении) цели. Боевая работа зенитных подразделений ведется в условиях чрезвычайно ограниченного времени.

ПРИМЕРЫ ОБРАТНОГО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ДРОБНО-РАЦИОНАЛЬНЫХ ФУНКЦИЙ ЛАПЛАСА

Преобразованная функция (изображение)	Функция времени (оригинал)
$\frac{1}{p}$	$1(t)$ или 1
$\frac{1}{p^2}$	t
$\frac{1}{p^3}$	$\frac{t^2}{2}$
$\frac{1}{p+\alpha}$	$e^{-\alpha t}$
$\frac{\alpha}{p(p+\alpha)}$	$1-e^{-\alpha t}$
$\frac{p}{p^2+\omega^2}$	$\cos\omega t$
$\frac{\omega}{p^2+\omega^2}$	$\sin\omega t$
$\frac{1}{p(p^2+2\alpha p+\omega^2)}$	а) Если $\alpha^2<\omega^2$, то $\frac{1}{\omega^2}\left[1-\frac{\omega}{\sqrt{\omega^2-\alpha^2}}e^{-\alpha t}\sin\left(\sqrt{\omega^2-\alpha^2}\,t+\theta\right)\right]$, где $\theta=\operatorname{arctg}\frac{\sqrt{\omega^2-\alpha^2}}{\alpha}$. б) Если $\alpha^2=\omega^2$, то $\frac{1}{\omega^2}\left[1-e^{-\alpha t}(1-\alpha t)\right]$. в) Если $\alpha^2>\omega^2$, то $\frac{1}{\omega^2}\left[1-\frac{T_1}{T_1-T_2}e^{-\frac{t}{T_1}}+\frac{T_2}{T_1-T_2}e^{-\frac{t}{T_2}}\right]$, где $T_1=\frac{1}{\alpha-\sqrt{\alpha^2-\omega^2}}$; $T_2=\frac{1}{\alpha+\sqrt{\alpha^2-\omega^2}}$.

ЗНАЧЕНИЯ ФУНКЦИИ ЛАПЛАСА $\Phi(x)=\frac{2}{\sqrt{\pi}}\int_0^x e^{-t^2}dt$

x	Φ (x)	Δ	x	Φ (x)	Δ	x	Φ (x)	Δ
0,00	0,0000	564	**0,95**	0,8209	218	**1,90**	0,9928	14
0,05	0,0564	561	**1,00**	0,8427	197	**1,95**	0,9942	11
0,10	0,1125	555	**1,05**	0,8624	178	**2,00**	0,9953	10
0,15	0,1680	547	**1,10**	0,8802	159	**2,05**	0,9963	7
0,20	0,2227	536	**1,15**	0,8961	142	**2,10**	0,9970	6
0,25	0,2763	523	**1,20**	0,9103	126	**2,15**	0,9976	5
0,30	0,3286	508	**1,25**	0,9229	111	**2,20**	0,9981	4
0,35	0,3794	490	**1,30**	0,9340	98	**2,25**	0,9985	3
0,40	0,4284	471	**1,35**	0,9438	85	**2,30**	0,9988	3
0,45	0,4755	450	**1,40**	0,9523	74	**2,35**	0,9991	2
0,50	0,5205	428	**1,45**	0,9597	64	**2,40**	0,9993	2
0,55	0,5633	406	**1,50**	0,9661	55	**2,45**	0,9995	1
0,60	0,6039	381	**1,55**	0,9716	47	**2,50**	0,9996	1
0,65	0,6420	358	**1,60**	0,9736	41	**2,55**	0,9997	1
0,70	0,6778	334	**1,65**	0,9804	34	**2,60**	0,9998	0
0,75	0,7112	309	**1,70**	0,9838	29	**2,65**	0,9998	1
0,80	0,7421	286	**1,75**	0,9867	24	**2,70**	0,9999	0
0,85	0,7707	262	**1,80**	0,9891	20	**2,75**	0,9999	0
0,90	0,7969	240	**1,85**	0,9911	17	**2,80**	0,9999	1
0,95	0,8209		**1,90**	0,9928		**3,00**	1,0000	

ЗНАЧЕНИЯ ФУНКЦИИ $1-e^{-n}$

n	P	Разн.	n	P	Разн.	n	P	Разн.
0,00	0,0000	198	0,70	0,5034	99	1,40	0,7534	49
0,02	0,0198	194	0,72	0,5132	97	1,42	0,7583	48
0,04	0,0392	190	0,74	0,5229	95	1,44	0,7631	47
0,06	0,0582	187	0,76	0,5323	93	1,46	0,7678	46
0,08	0,0769	183	0,78	0,5416	91	1,48	0,7724	45
0,10	0,0952	179	0,80	0,5507	89	1,50	0,7769	44
0,12	0,1131	175	0,82	0,5596	87	1,52	0,7813	43
0,14	0,1306	172	0,84	0,5683	85	1,54	0,7856	42
0,16	0,1478	169	0,86	0,5768	84	1,56	0,7898	42
0,18	0,1647	166	0,88	0,5852	82	1,58	0,7940	41
0,20	0,1813	162	0,90	0,5934	81	1,60	0,7981	40
0,22	0,1975	159	0,92	0,6015	79	1,62	0,8021	39
0,24	0,2134	156	0,94	0,6094	77	1,64	0,8060	38
0,26	0,2290	152	0,96	0,6171	76	1,66	0,8098	38
0,28	0,2442	149	0,98	0,6247	74	1,68	0,8136	37
0,30	0,2592	147	1,00	0,6321	73	1,70	0,8173	36
0,32	0,2738	144	1,02	0,6394	71	1,72	0,8209	36
0,34	0,2882	141	1,04	0,6465	70	1,74	0,8245	35
0,36	0,3023	138	1,06	0,6535	69	1,76	0,8280	34
0,38	0,3161	136	1,08	0,6604	67	1,78	0,8314	33
0,40	0,3297	133	1,10	0,6671	66	1,80	0,8347	33
0,42	0,3430	130	1,12	0,6737	65	1,82	0,8380	32
0,44	0,3560	127	1,14	0,6802	63	1,84	0,8412	31
0,46	0,3687	125	1,16	0,6865	62	1,86	0,8443	31
0,48	0,3812	123	1,18	0,6927	61	1,88	0,8474	30
0,50	0,3935	120	1,20	0,6988	60	1,90	0,8504	30
0,52	0,4055	118	1,22	0,7048	58	1,92	0,8534	29
0,54	0,4173	115	1,24	0,7106	58	1,94	0,8563	28
0,56	0,4288	113	1,26	0,7164	56	1,96	0,8591	28
0,58	0,4401	111	1,28	0,7220	55	1,98	0,8619	28
0,60	0,4512	109	1,30	0,7275	54	2,00	0,8647	27
0,62	0,4621	106	1,32	0,7329	53	2,02	0,8674	27
0,64	0,4727	104	1,34	0,7382	51	2,04	0,8700	26
0,66	0,4831	102	1,36	0,7433	51	2,06	0,8726	25
0,68	0,4934	100	1,38	0,7484	50	2,08	0,8751	25
0,70	0,5034	99	1,40	0,7534	49	2,10	0,8776	24

n	P	Разн.	n	P	Разн.	n	P	Разн.
2,10	0,8776	24	2,80	0,9392	12	3,50	0,9698	6
2,12	0,8800	24	2,82	0,9404	12	3,52	0,9704	6
2,14	0,8824	23	2,84	0,9416	11	3,54	0,9710	6
2,16	0,8847	23	2,86	0,9427	12	3,56	0,9716	6
2,18	0,8870	22	2,88	0,9439	11	3,58	0,9722	5
2,20	0,8892	22	2,90	0,9450	11	3,60	0,9727	5
2,22	0,8914	22	2,92	0,9461	10	3,62	0,9732	6
2,24	0,8836	21	2,94	0,9471	11	3,64	0,9738	5
2,26	0,8957	20	2,96	0,9482	10	3,66	0,9743	5
2,28	0,8977	20	2,98	0,9492	10	3,68	0,9748	5
2,30	0,8997	20	3,00	0,9502	10	3,70	0,9753	5
2,32	0,9017	20	3,02	0,9512	10	3,72	0,9758	5
2,34	0,9037	19	3,04	0,9522	9	3,74	0,9763	4
2,36	0,9056	19	3,06	0,9531	9	3,76	0,9767	5
2,38	0,9075	18	3,08	0,9540	9	3,78	0,9772	4
2,40	0,9093	18	3,10	0,9549	9	3,80	0,9776	5
2,42	0,9111	18	3,12	0,9558	9	3,82	0,9781	4
2,44	0,9129	17	3,14	0,9567	9	3,84	0,9785	4
2,46	0,9146	17	3,16	0,9576	8	3,86	0,9789	5
2,48	0,9163	16	3,18	0,9584	8	3,88	0,9794	4
2,50	0,9179	16	3,20	0,9592	8	3,90	0,9798	4
2,52	0,9195	16	3,22	0,9600	8	3,92	0,9802	4
2,54	0,9211	16	3,24	0,9608	8	3,94	0,9806	3
2,56	0,9227	15	3,26	0,9616	8	3,96	0,9809	4
2,58	0,9242	15	3,28	0,9624	7	3,98	0,9813	4
2,60	0,9257	15	3,30	0,9631	8	4,00	0,9817	4
2,62	0,9272	14	3,32	0,9639	7	4,02	0,9821	3
2,64	0,9286	14	3,34	0,9646	7	4,04	0,9824	4
2,66	0,9300	14	3,36	0,9653	7	4,06	0,9828	3
2,68	0,9314	14	3,38	0,9660	6	4,08	0,9831	3
2,70	0,9328	13	3,40	0,9666	7	4,10	0,9834	3
2,72	0,9341	13	3,42	0,9673	6	4,12	0,9837	4
2,74	0,9354	13	3,44	0,9679	7	4,14	0,9841	3
2,76	0,9367	13	3,46	0,9686	6	4,16	0,9844	3
2,78	0,9380	12	3,48	0,9692	6	4,18	0,9847	3
2,80	0,9392	12	3,50	0,9698	6	4,20	0,9850	3

ПРИЛОЖЕНИЕ 4

ВЕРОЯТНОСТЬ ПОПАДАНИЯ В КРУГ ЗАДАННОГО РАДИУСА ПРИ ЭЛЛИПТИЧЕСКОМ ЗАКОНЕ РАССЕИВАНИЯ И ОТСУТСТВИИ СИСТЕМАТИЧЕСКИХ ОШИБОК

$$\left(a=\frac{R}{E_z} \text{ или } a=\frac{R}{E_y};\ b=\sqrt{1-\frac{E_y^2}{E_z^2}} \text{ или } b=\sqrt{1-\frac{E_z^2}{E_y^2}}\right)$$

a/b	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,00
0,1	0,0023	0,0023	0,0023	0,0024	0,0025	0,0026	0,0029	0,0032	0,0038	0,0052	0,0538
0,2	0,0091	0,0091	0,0092	0,0095	0,0099	0,0105	0,0113	0,0127	0,0150	0,0206	0,1073
0,3	0,0203	0,0204	0,0207	0,0212	0,0221	0,0234	0,0253	0,0283	0,0334	0,0455	0,1604
0,4	0,0357	0,0359	0,0365	0,0374	0,0389	0,0412	0,0444	0,0496	0,0586	0,0790	0,2127
0,5	0,0553	0,0556	0,0564	0,0579	0,0602	0,0635	0,0686	0,0764	0,0899	0,1196	0,2641
0,6	0,0786	0,0790	0,0802	0,0823	0,0855	0,0902	0,0972	0,1080	0,1265	0,1661	0,3143
0,7	0,1055	0,1060	0,1075	0,1103	0,1144	0,1207	0,1298	0,1439	0,1676	0,2168	0,3632
0,8	0,1355	0,1361	0,1381	0,1415	0,1468	0,1546	0,1660	0,1835	0,2124	0,2701	0,4105
0,9	0,1683	0,1690	0,1714	0,1756	0,1820	0,1911	0,2052	0,2260	0,2599	0,3247	0,4562
1,0	0,2034	0,2044	0,2072	0,2121	0,2197	0,2307	0,2467	0,2707	0,3091	0,3794	0,5000
1,1	0,2406	0,2417	0,2449	0,2506	0,2593	0,2719	0,2900	0,3170	0,3593	0,4329	0,5419
1,2	0,2793	0,2805	0,2842	0,2906	0,3003	0,3145	0,3346	0,3641	0,4095	0,4946	0,5817
1,3	0,3192	0,3205	0,3245	0,3316	0,3424	0,3578	0,3798	0,4115	0,4592	0,5338	0,6194
1,4	0,3597	0,3612	0,3656	0,3733	0,3849	0,4016	0,4250	0,4585	0,5075	0,5802	0,6550
1,5	0,4006	0,4021	0,4068	0,4151	0,4276	0,4452	0,4699	0,5046	0,5541	0,6234	0,6883
1,6	0,4414	0,4430	0,4480	0,4568	0,4698	0,4883	0,5139	0,5493	0,5984	0,6634	0,7195
1,7	0,4819	0,4835	0,4888	0,4978	0,5114	0,5305	0,5566	0,5922	0,6403	0,7002	0,7485
1,8	0,5215	0,5232	0,5287	0,5380	0,5520	0,5714	0,5978	0,6331	0,6794	0,7338	0,7753
1,9	0,5601	0,5619	0,5674	0,5770	0,5912	0,6108	0,6370	0,6716	0,7156	0,7645	0,8000
2,0	0,5975	0,5993	0,6049	0,6145	0,6288	0,6483	0,6742	0,7077	0,7488	0,7923	0,8227

a/b	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,00
2,1	0,6333	0,6331	0,6408	0,6504	0,6645	0,6838	0,7091	0,7410	0,7792	0,8174	0,8434
2,2	0,6675	0,6693	0,6749	0,6844	0,6984	0,7172	0,7415	0,7718	0,8068	0,8400	0,8622
2,3	0,6998	0,7016	0,7071	0,7165	0,7301	0,7483	0,7716	0,7999	0,8316	0,8602	0,8792
2,4	0,7303	0,7320	0,7374	0,7465	0,7596	0,7771	0,7991	0,8254	0,8538	0,8784	0,8945
2,5	0,7587	0,7604	0,7656	0,7744	0,7870	0,8036	0,8243	0,8484	0,8736	0,8945	0,9082
2,6	0,7852	0,7868	0,7918	0,8002	0,8122	0,8279	0,8470	0,8689	0,8910	0,9088	0,9205
2,7	0,8096	0,8111	0,8159	0,8239	0,8352	0,8498	0,8675	0,8872	0,9095	0,9215	0,9314
2,8	0,8320	0,8334	0,8380	0,8455	0,8561	0,8697	0,8858	0,9034	0,9201	0,9327	0,9410
2,9	0,8524	0,8538	0,8580	0,8651	0,8750	0,8874	0,9020	0,9176	0,9320	0,9425	0,9495
3,0	0,8709	0,8722	0,8762	0,8828	0,8918	0,9032	0,9164	0,9300	0,9423	0,9510	0,9570
3,2	0,9026	0,9038	0,9072	0,9127	0,9203	0,9296	0,9399	0,9502	0,9589	0,9645	0,9691
3,4	0,9279	0,9288	0,9316	0,9362	0,9424	0,9497	0,9576	0,9652	0,9712	0,9753	0,9782
3,6	0,9476	0,9483	0,9506	0,9543	0,9591	0,9648	0,9707	0,9760	0,9801	0,9828	0,9848
3,8	0,9626	0,9632	0,9650	0,9678	0,9716	0,9758	0,9800	0,9838	0,9865	0,9883	0,9896
4,0	0,9737	0,9742	0,9756	0,9778	0,9806	0,9837	0,9867	0,9892	0,9909	0,9921	0,9930
4,2	0,9819	0,9823	0,9833	0,9850	0,9870	0,9892	0,9912	0,9929	0,9940	0,9948	0,9954
4,4	0,9878	0,9880	0,9888	0,9900	0,9914	0,9930	0,9944	0,9954	0,9961	0,9966	0,9970
4,6	0,9919	0,9921	0,9926	0,9935	0,9945	0,9955	0,9964	0,9971	0,9975	0,9978	0,9981
4,8	0,9947	0,9948	0,9952	0,9958	0,9965	0,9972	0,9978	0,9982	0,9985	0,9987	0,9988
5,0	0,9966	0,9967	0,9970	0,9974	0,9978	0,9983	0,9986	0,9989	0,9991	0,9992	0,9993

ЗНАЧЕНИЯ ФУНКЦИИ ГАНКЕЛЯ ПЕРВОГО ПОРЯДКА

x	$K_1(x)$	x	$K_1(x)$	x	$K_1(x)$	x	$K_1(x)$
0,0	∞	2,5	0,07389	5,0	0,004045	7,5	0,0002653
0,1	9,8538	2,6	0,06528	5,1	0,003619	7,6	0,0002383
0,2	4,7760	2,7	0,05774	5,2	0,003239	7,7	0,0002141
0,3	3,0560	2,8	0,05111	5,3	0,002900	7,8	0,0001924
0,4	2,1844	2,9	0,04529	5,4	0,002597	7,9	0,0001729
0,5	1,6564	3,0	0,04016	5,5	0,002326	8,0	0,0001554
0,6	1,3028	3,1	0,03563	5,6	0,002083	8,1	0,0001396
0,7	1,0503	3,2	0,03164	5,7	0,001866	8,2	0,0001255
0,8	0,8618	3,3	0,02812	5,8	0,001673	8,3	0,0001128
0,9	0,7165	3,4	0,02500	5,9	0,001499	8,4	0,0001014
1,0	0,6019	3,5	0,02224	6,0	0,001344	8,5	0,00009120
1,1	0,5098	3,6	0,01979	6,1	0,001205	8,6	0,00008200
1,2	0,4346	3,7	0,01763	6,2	0,001081	8,7	0,00007374
1,3	0,3725	3,8	0,01571	6,3	0,0009691	8,8	0,00006631
1,4	0,3208	3,9	0,01400	6,4	0,0008693	8,9	0,00005964
1,5	0,2774	4,0	0,01248	6,5	0,0007799	9,0	0,00005364
1,6	0,2406	4,1	0,01114	6,6	0,0006998	9,1	0,00004825
1,7	0,2094	4,2	0,009938	6,7	0,0006280	9,2	0,00004340
1,8	0,1826	4,3	0,008872	6,8	0,0005636	9,3	0,00003904
1,9	0,1597	4,4	0,007923	6,9	0,0005059	9,4	0,00003512
2,0	0,1399	4,5	0,007078	7,0	0,0004542	9,5	0,00003160
2,1	0,1227	4,6	0,006325	7,1	0,0004078	9,6	0,00002843
2,2	0,1079	4,7	0,005654	7,2	0,0003662	9,7	0,00002559
2,3	0,09498	4,8	0,005055	7,3	0,0003288	9,8	0,00002302
2,4	0,08372	4,9	0,004521	7,4	0,0002953	9,9	0,00002027
						10,0	0,00001865

ЗНАЧЕНИЯ ФУНКЦИИ

$$Je(k, \tau) = \int_0^\tau e^{-t} I_0(k, t)\, dt$$

τ	Значение величины k					
	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
0,0	0	0	0	0	0	0
0,2	0,1813	0,1813	0,1814	0,1815	0,1816	0,1818
0,4	0,3297	0,3298	0,3303	0,3311	0,3322	0,3337
0,6	0,4512	0,4517	0,4530	0,4554	0,4586	0,4629
0,8	0,5507	0,5516	0,5545	0,5593	0,5661	0,5749
1,0	0,6321	0,6337	0,6386	0,6468	0,6584	0,6736
1,2	0,6988	0,7012	0,7086	0,7209	0,7386	0,7620
1,4	0,7534	0,7567	0,7669	0,7841	0,8089	0,8422
1,6	0,7981	0,8025	0,8157	0,8383	0,8712	0,9157
1,8	0,8347	0,8401	0,8566	0,8850	0,9267	0,9839
2,0	0,8647	0,8712	0,8910	0,9255	0,9766	1,0426
2,2	0,8892	0,8968	0,9201	0,9607	1,0217	1,1025
2,4	0,9093	0,9179	0,9446	0,9916	1,0627	1,1642
2,6	0,9257	0,9354	0,9655	1,0186	1,1001	1,2183
2,8	0,9392	0,9499	0,9831	1,0424	1,1345	1,2699
3,0	0,9502	0,9618	0,9982	1,0635	1,1661	1,3195
3,2	0,9592	0,9718	1,0110	1,0822	1,1953	1,3672
3,4	0,9666	0,9800	1,0220	1,0988	1,2223	1,4132
3,6	0,9727	0,9868	1,0314	1,1136	1,2475	1,4578
3,8	0,9776	0,9925	1,0394	1,1268	1,2708	1,5010
4,0	0,9817	0,9971	1,0463	1,1386	1,2926	1,5430
4,2	0,9830	1,0010	1,0522	1,1492	1,3130	1,5839
4,4	0,9877	1,0043	1,0574	1,1587	1,3320	1,6237
4,6	0,9899	1,0070	1,0619	1,1679	1,3499	1,6625
4,8	0,9918	1,0092	1,0657	1,1749	1,3666	1,7005
5,0	0,9933	1,0111	1,0690	1,1818	1,3823	1,7376
5,4	0,9955	1,0140	1,0743	1,1937	1,4110	1,8025
5,8	0,9970	1,0160	1,0783	1,2034	1,4369	1,8786
6,2	0,9980	1,0174	1,0814	1,2114	1,4590	1,9452
6,6	0,9986	1,0183	1,0837	1,2180	1,4792	2,0097
7,0	0,9991	1,0190	1,0854	1,2237	1,4972	2,0722

ЗНАЧЕНИЯ НОРМАЛЬНОЙ ФУНКЦИИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ

$$\Phi^*(x) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{x} e^{-\frac{1}{2}t^2}\, dt$$

x	$\Phi^*(x)$	x	$\Phi^*(x)$	x	$\Phi^*(x)$
—0,00	0,5000	—0,37	3557	—0,73	2327
—0,01	4960	—0,38	3520	—0,74	2297
—0,02	4920	—0,39	3483	—0,75	2266
—0,03	4880	—0,40	0,3446	—0,76	2236
—0,04	4840	—0,41	3409	—0,77	2206
—0,05	4801	—0,42	3372	—0,78	2177
—0,06	4761	—0,43	3336	—0,79	2148
—0,07	4721	—0,44	3300	—0,80	0,2119
—0,08	4681	—0,45	3264	—0,81	2090
—0,09	4641	—0,46	3228	—0,82	2061
—0,10	0,4602	—0,47	3192	—0,83	2033
—0,11	4562	—0,48	3156	—0,84	2005
—0,12	4522	—0,49	3121	—0,85	1977
—0,13	4483	—0,50	0,3085	—0,86	1949
—0,14	4443	—0,51	3050	—0,87	1922
—0,15	4404	—0,52	3015	—0,88	1894
—0,16	4364	—0,53	2981	—0,89	1867
—0,17	4325	—0,54	2946	—0,90	0,1841
—0,18	4286	—0,55	2912	—0,91	1814
—0,19	4247	—0,56	2877	—0,92	1788
—0,20	0,4207	—0,57	2843	—0,93	1762
—0,21	4168	—0,58	2810	—0,94	1736
—0,22	4129	—0,59	2776	—0,95	1711
—0,23	4090	—0,60	0,2743	—0,96	1685
—0,24	4052	—0,61	2709	—0,97	1660
—0,25	4013	—0,62	2676	—0,98	1635
—0,26	3974	—0,63	2643	—0,99	1611
—0,27	3936	—0,64	2611	—1,00	0,1587
—0,28	3897	—0,65	2578	—1,01	1563
—0,29	3859	—0,66	2546	—1,02	1539
—0,30	0,3821	—0,67	2514	—1,03	1515
—0,31	3783	—0,68	2483	—1,04	1492
—0,32	3745	—0,69	2451	—1,05	1469
—0,33	3707	—0,70	0,2420	—1,06	1446
—0,34	3669	—0,71	2389	—1,07	1423
—0,35	3632	—0,72	2358	—1,08	1401
—0,36	3594			—1,09	1379

x	$Ф^*(x)$	x	$Ф^*(x)$	x	$Ф^*(x)$
—1,10	0,1357	—1,50	0,0668	—1,90	0,0288
—1,11	1335	—1,51	0655	—1,91	0281
—1,12	1314	—1,52	0643	—1,92	0274
—1,13	1292	—1,53	0630	—1,93	0268
—1,14	1271	—1,54	0618	—1,94	0262
—1,15	1251	—1,55	0606	—1,95	0256
—1,16	1230	—1,56	0594	—1,96	0250
—1,17	1210	—1,57	0582	—1,97	0244
—1,18	1190	—1,58	0571	—1,98	0239
—1,19	1170	—1,59	0559	—1,99	0233
—1,20	0,1151	—1,60	0,0548	—2,00	0,0228
—1,21	1131	—1,61	0537	—2,10	0179
—1,22	1112	—1,62	0526	—2,20	0139
—1,23	1093	—1,63	0516	—2,30	0107
—1,24	1075	—1,64	0505	—2,40	0082
—1,25	1056	—1,65	0495	—2,50	0062
—1,26	1038	—1,66	0485	—2,60	0047
—1,27	1020	—1,67	0475	—2,70	0035
—1,28	1003	—1,68	0465	—2,80	0026
—1,29	0985	—1,69	0455	—2,90	0019
—1,30	0,0968	—1,70	0,0446	—3,00	0,0014
—1,31	0951	—1,71	0436	—3,10	0010
—1,32	0934	—1,72	0427	—3,20	0007
—1,33	0918	—1,73	0418	—3,30	0005
—1,34	0901	—1,74	0409	—3,40	0003
—1,35	0885	—1,75	0401	—3,50	0002
—1,36	0869	—1,76	0392	—3,60	0002
—1,37	0853	—1,77	0384	—3,70	0001
—1,38	0838	—1,78	0375	—3,80	0001
—1,39	0823	—1,79	0367	—3,90	0000
—1,40	0,0808	—1,80	0,0359	0,00	0,5000
—1,41	0793	—1,81	0351	0,01	5040
—1,42	0778	—1,82	0344	0,02	5080
—1,43	0764	—1,83	0336	0,03	5120
—1,44	0749	—1,84	0329	0,04	5160
—1,45	0735	—1,85	0322	0,05	5199
—1,46	0721	—1,86	0314	0,06	5239
—1,47	0708	—1,87	0307	0,07	5279
—1,48	0694	—1,88	0301	0,08	5319
—1,49	0681	—1,89	0294	0,09	5359

x	$Ф^*(x)$	x	$Ф^*(x)$	x	$Ф^*(x)$
0,10	0,5398	0,50	0,6915	0,90	0,8159
0,11	5438	0,51	6950	0,91	8186
0,12	5478	0,52	6985	0,92	8212
0,13	5517	0,53	7019	0,93	8238
0,14	5557	0,54	7054	0,94	8264
0,15	5596	0,55	7088	0,95	8289
0,16	5636	0,56	7123	0,96	8315
0,17	5675	0,57	7157	0,97	8340
0,18	5714	0,58	7190	0,98	8365
0,19	5753	0,59	7224	0,99	8389
0,20	0,5793	0,60	0,7257	1,00	0,8413
0,21	5832	0,61	7291	1,01	8437
0,22	5871	0,62	7324	1,02	8461
0,23	5910	0,63	7357	1,03	8485
0,24	5948	0,64	7389	1,04	8508
0,25	5987	0,65	7422	1,05	8531
0,26	6026	0,66	7454	1,06	8554
0,27	6064	0,67	7486	1,07	8577
0,28	6103	0,68	7517	1,08	8599
0,29	6141	0,69	7549	1,09	8621
0,30	0,6179	0,70	0,7580	1,10	0,8643
0,31	6217	0,71	7611	1,11	8665
0,32	6255	0,72	7642	1,12	8686
0,33	6293	0,73	7673	1,13	8708
0,34	6331	0,74	7703	1,14	8729
0,35	6368	0,75	7734	1,15	8749
0,36	6406	0,76	7764	1,16	8770
0,37	6443	0,77	7794	1,17	8790
0,38	6480	0,78	7823	1,18	8810
0,39	6517	0,79	7852	1,19	8830
0,40	0,6554	0,80	0,7881	1,20	0,8849
0,41	6591	0,81	7910	1,21	8869
0,42	6628	0,82	7939	1,22	8888
0,43	6664	0,83	7967	1,23	8907
0,44	6700	0,84	7995	1,24	8925
0,45	6736	0,85	8023	1,25	8944
0,46	6772	0,86	8051	1,26	8962
0,47	6808	0,87	8078	1,27	8980
0,48	6844	0,88	8106	1,28	8997
0,49	6879	0,89	8133	1,29	9015

x	$\Phi^*(x)$	x	$\Phi^*(x)$	x	$\Phi^*(x)$
1,30	0,9032	1,60	0,9452	1,90	0,9713
1,31	9049	1,61	9463	1,91	9719
1,32	9066	1,62	9474	1,92	9726
1,33	9082	1,63	9484	1,93	9732
1,34	9099	1,64	9495	1,94	9738
1,35	9115	1,65	9505	1,95	9744
1,36	9131	1,66	9515	1,96	9750
1,37	9147	1,67	9525	1,97	9756
1,38	9162	1,68	9535	1,98	9761
1,39	9177	1,69	9545	1,99	9767
1,40	0,9192	1,70	0,9554	2,00	0,9772
1,41	9207	1,71	9564	2,10	9821
1,42	9222	1,72	9573	2,20	9861
1,43	9236	1,73	9582	2,30	9893
1,44	9251	1,74	9591	2,40	9918
1,45	9265	1,75	9599	2,50	9938
1,46	9279	1,76	9608	2,60	9953
1,47	9292	1,77	9616	2,70	9965
1,48	9306	1,78	9625	2,80	9974
1,49	9319	1,79	9633	2,90	9981
1,50	0,9332	1,80	0,9641	3,00	0,9986
1,51	9345	1,81	9649	3,10	9990
1,52	9357	1,82	9656	3,20	9993
1,53	9370	1,83	9664	3,30	9995
1,54	9382	1,84	9671	3,40	9997
1,55	9394	1,85	9678	3,50	999
1,56	9406	1,86	9686	3,60	9998
1,57	9418	1,87	9693	3,70	9999
1,58	9429	1,88	9699	3,80	9999
1,59	9441	1,89	9706	3,90	1,0000

ПРИЛОЖЕНИЕ 8

ЗНАЧЕНИЯ ВЕРОЯТНОСТЕЙ $P_{отк}$ ДЛЯ ЗРК С МАЛОЙ ЗОНОЙ ПОРАЖЕНИЯ

Число ЗРК, n	Вспомогательный параметр, a														
	0,5	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	15	20	25	30
1	0,33	0,5	0,67	0,75	0,80	0,83	0,86	0,88	0,89	0,90	0,91	0,94	0,95	0,96	0,97
2	0,08	0,2	0,40	0,52	0,62	0,68	0,72	0,75	0,78	0,80	0,82	0,88	0,91	0,92	0,94
3	0,01	0,06	0,21	0,35	0,45	0,53	0,59	0,64	0,68	0,71	0,73	0,81	0,86	0,88	0,90
4	0	0,02	0,10	0,21	0,31	0,40	0,47	0,53	0,57	0,61	0,65	0,75	0,81	0,85	0,87
5	0	0	0,04	0,11	0,20	0,28	0,36	0,42	0,48	0,52	0,56	0,69	0,76	0,81	0,84
6	0	0	0,01	0,05	0,12	0,19	0,26	0,33	0,39	0,44	0,48	0,63	0,72	0,77	0,81
7	0	0	0	0,02	0,06	0,12	0,19	0,25	0,31	0,36	0,41	0,58	0,67	0,73	0,78
8	0	0	0	0	0,03	0,07	0,12	0,18	0,24	0,29	0,34	0,52	0,63	0,70	0,74

ЗНАЧЕНИЯ ВЕРОЯТНОСТЕЙ $P_{отк}$ ДЛЯ ЗРК С БОЛЬШОЙ ЗОНОЙ ПОРАЖЕНИЯ

Число ЗРК, n	Вспомогательный параметр, β	Вспомогательный параметр, α										
		0,5	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	0,5	0,16	0,31	0,49	0,61	0,71	0,76	0,79	0,82	0,84	0,86	0,87
	0,75	0,19	0,34	0,52	0,64	0,74	0,78	0,81	0,83	0,86	0,87	0,88
	1	0,24	0,37	0,56	0,67	0,75	0,79	0,82	0,85	0,87	0,88	0,90
	2	0,23	0,42	0,60	0,70	0,76	0,80	0,83	0,85	0,87	0,88	0,90
	3	0,26	0,44	0,61	0,71	0,77	0,81	0,84	0,86	0,88	0,89	0,90
	5	0,28	0,46	0,63	0,72	0,78	0,81	0,84	0,86	0,88	0,89	0,90
	10	0,32	0,47	0,63	0,73	0,79	0,82	0,84	0,86	0,88	0,89	0,90
2	0,5	0,02	0,07	0,22	0,37	0,51	0,57	0,62	0,66	0,70	0,73	0,76
	0,75	0,02	0,10	0,25	0,40	0,53	0,59	0,66	0,70	0,73	0,76	0,78
	1	0,03	0,10	0,26	0,41	0,54	0,61	0,66	0,71	0,75	0,78	0,80
	2	0,04	0,13	0,29	0,43	0,55	0,61	0,67	0,72	0,75	0,78	0,80
	3	0,05	0,15	0,30	0,44	0,56	0,62	0,67	0,72	0,76	0,78	0,80
	5	0,06	0,16	0,33	0,46	0,58	0,63	0,68	0,72	0,76	0,79	0,80
	10	0,06	0,18	0,34	0,48	0,60	0,64	0,68	0,73	0,77	0,79	0,81
3	0,5		0,02	0,08	0,18	0,30	0,41	0,48	0,53	0,57	0,60	0,62
	0,75		0,02	0,09	0,19	0,32	0,44	0,51	0,57	0,60	0,63	0,65
	1		0,02	0,10	0,20	0,33	0,46	0,54	0,58	0,62	0,65	0,67
	2		0,03	0,12	0,22	0,36	0,47	0,54	0,59	0,62	0,67	0,68
	3		0,04	0,12	0,24	0,38	0,48	0,55	0,60	0,64	0,67	0,69
	5		0,05	0,13	0,26	0,39	0,50	0,57	0,62	0,66	0,68	0,71
	10		0,05	0,15	0,28	0,43	0,52	0,58	0,62	0,66	0,69	0,72
4	0,5		0	0,02	0,08	0,15	0,23	0,32	0,39	0,46	0,52	0,56
	0,75		0	0,04	0,09	0,18	0,26	0,34	0,41	0,49	0,54	0,58
	1		0	0,04	0,10	0,20	0,28	0,36	0,43	0,50	0,56	0,60
	2		0,01	0,05	0,13	0,23	0,31	0,39	0,46	0,52	0,56	0,61
	3		0,01	0,06	0,14	0,24	0,32	0,40	0,46	0,52	0,58	0,62
	5		0,01	0,07	0,16	0,26	0,34	0,41	0,48	0,54	0,59	0,64
	10		0,01	0,08	0,18	0,28	0,36	0,43	0,50	0,55	0,60	0,64
5	0,5			0,01	0,03	0,08	0,15	0,22	0,28	0,35	0,40	0,46
	0,75			0,01	0,04	0,09	0,15	0,23	0,31	0,38	0,43	0,48
	1			0,01	0,05	0,12	0,18	0,25	0,32	0,40	0,44	0,49
	2			0,02	0,07	0,14	0,22	0,29	0,35	0,41	0,46	0,51
	3			0,02	0,08	0,16	0,24	0,30	0,36	0,42	0,48	0,52
	5			0,02	0,10	0,17	0,24	0,31	0,38	0,44	0,49	0,53
	10			0,03	0,10	0,18	0,26	0,32	0,41	0,46	0,50	0,54

Окончание прилож. 9

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРИЛОЖЕНИЯ:

Неупокоев Федор Константинович

СТРЕЛЬБА ЗЕНИТНЫМИ РАКЕТАМИ

Художник *В. М. Рапопорт*
Технический редактор *Л. С. Афанасьева*
Корректор *О. П. Иванова*

ИБ № 3260

Сдано в набор 02.09.88. Подписано в печать 07.12.89 Г-25141.
Формат 60×90/16. Бум. тип. № 2. Гарнитура литературная.
Печать высокая. Печ. л. 21½. Усл. печ. л. 21,5. Усл. кр.-отт 21,76.
Уч.-изд. л. 20,07. Тираж 15 000 экз. Изд. № 13/3647. Цена 1 р. 30 к.
Заказ 412.

Воениздат, 103160. Москва, К-160
2-я типография Воениздата
191065, Ленинград, Д-65, Дворцовая пл., 10